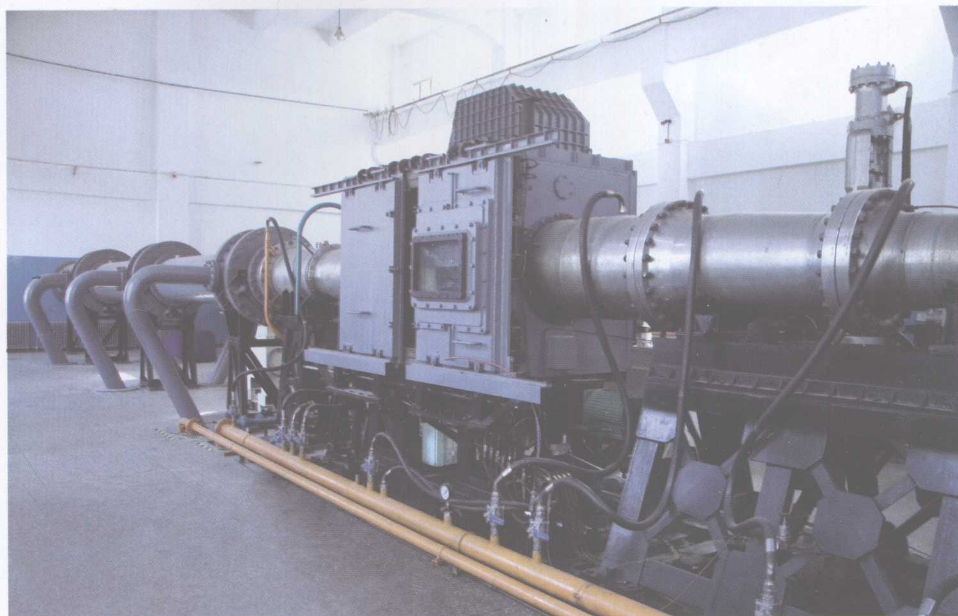


FD-07 高超声速风洞



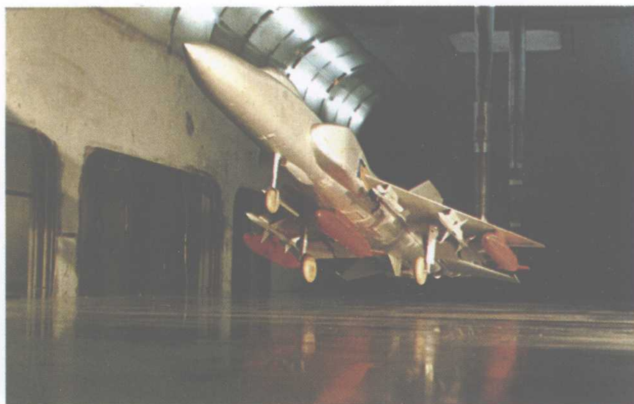
FD-06 三声速风洞



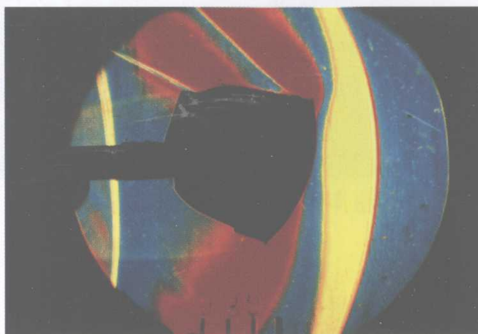
建设中的FD-12 三声速风洞



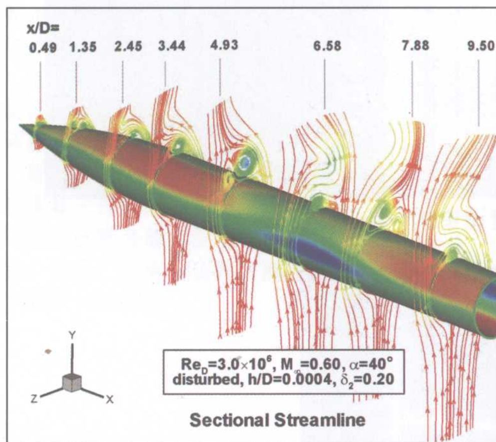
FD-04 电弧风洞



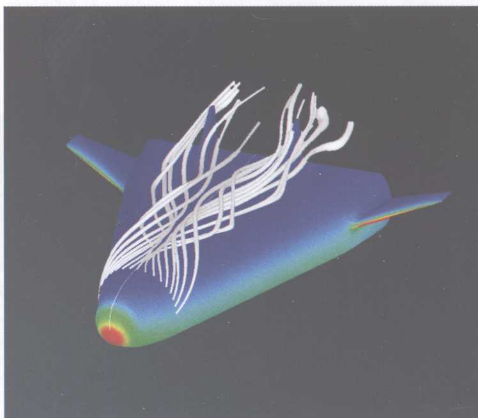
飞机地面效应试验



飞船返回舱模型风洞试验



细长体大攻角涡系结构



升力体流场数值模拟



全垫升气垫客船


地面效应飞行器


“彩虹”型无人机


除尘脱硫设备



科研生产一瞥



研究生欢庆毕业



职工歌咏比赛



职工运动会开幕式

序

人们不会忘记，上世纪初莱特兄弟驾驶着自制的飞机飞上了天空，实现了人类飞上蓝天的梦想。人们也记忆犹新，上世纪 60 年代初，苏联航天员加加林乘坐“东方一号”宇宙飞船首次完成了绕地球轨道的飞行，划时代地开辟了载人航天的新纪元。“飞上蓝天，冲出地球，遨游太空”也是中华民族的梦想。保卫祖国的领土，维护天疆的安全，更是每个中国公民的神圣职责。当上世纪 80 年代中期，我国凭借自力更生、坚韧不拔的精神，自行研制的远程弹道导弹完成全程飞行试验，溅落在太平洋上；当 2003 年 10 月，神舟五号载人飞船飞向太空，航天员杨利伟成为浩瀚太空的第一位中国访客，中国人民的自豪之情油然而生。这一切成功，都凝聚着中国航天人的无穷创造力和奉献精神。中国航天走过了辉煌的 50 年历程，中国航天的骄人成绩令世人瞩目，中国航天科技在世界上具有了不争的一席之地。

在这一庞大的科学技术体系中，有一门令局外人多少感到有一点神秘的学科——空气动力学及其相关技术，它在我国航天科技发展中扮演了一个十分重要的角色。

空气动力学是流体力学的一个分支。有这样一句名言：凡有空气流动的地方就有空气动力学的问题。空气，无所不在，它与人们息息相关，有关它的知识实实在在地影响着航空航天飞行器的发展。乘坐飞机的人们经常听到一个声音“请乘客们注意，现在遇到大气湍流，机身颠簸，请大家系好安全带”。殊不知，这个“湍流”，至今仍是空气动力学研究工作者孜孜以求攻克的难题。当你看到民航飞机和军用飞机具有不同的机翼，当你

得知导弹有的有翅膀，有的却没有；当你发现载人航天飞行的飞船和航天飞机是截然不同的形状时，你可曾想过，为什么是这样？空气动力学将给你答案，这就是空气动力的魅力！

中国航天事业创建50年来，我国研制了各种不同的导弹、火箭、卫星，实现了载人航天飞行，从克服“音障”“热障”，部分克服“黑障”和正在致力克服的“高超声障”，作为“先行官”的空气动力学和由此而衍生的气动热力学起到了并还将继续起到巨大的作用。同时，在航天技术走向国民经济主战场的进程中，空气动力学已经在气动除尘、风工程、气垫船等广泛的民用空气动力学领域中取得了诸多成绩。

空气动力学研究依靠理论分析、数学计算和风洞试验三大手段。什么是风洞？它有什么作用？航天空气动力学工作者在这里演绎了哪些故事？奉献在读者面前的这本书就是一张入场券，它诚邀你到这个神秘的“空气动力世界”去漫游，这里别有洞天。

中国科学院院士 庄逢甘

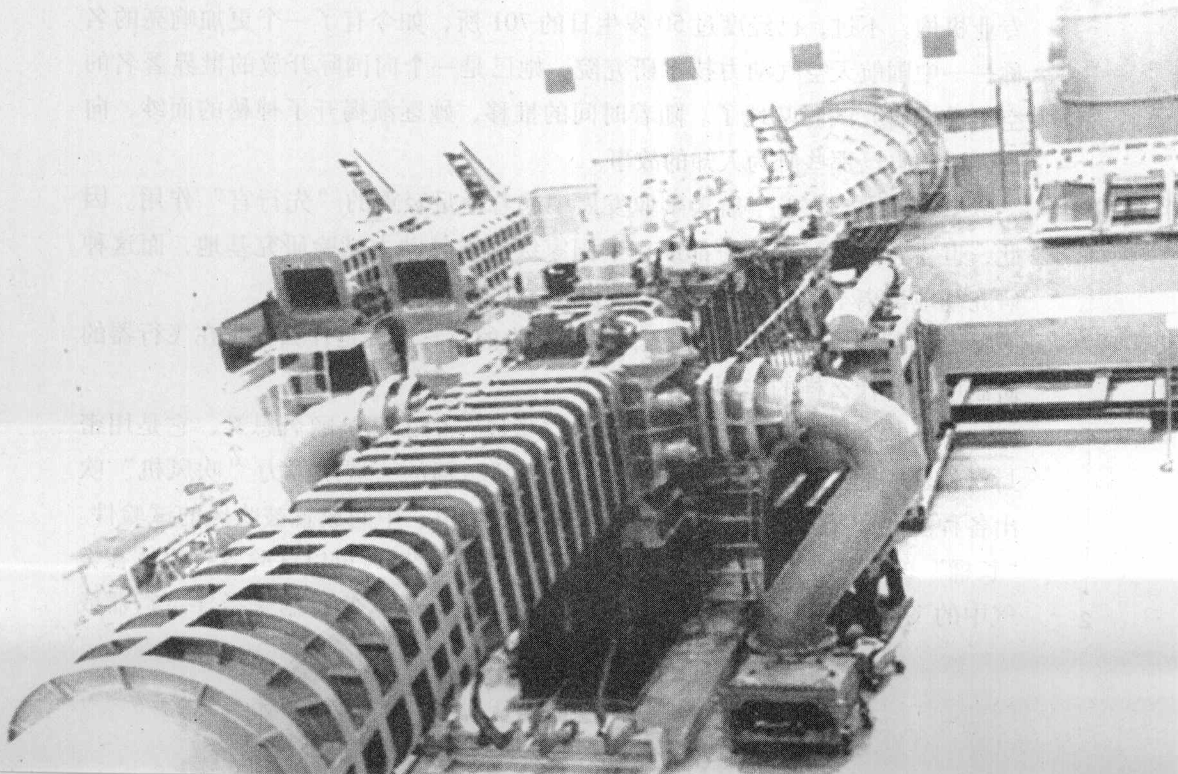
2007年11月

目录

第一章
破译空气动力密码的701秘密基地

空气动力学在航空航天事业发展中起着举足轻重的“先行官”作用，对于空气动力学如此突出的作用，欧洲科学家的经典表述为“基础”，美国科学家称之为“先导”。

大凡从事航空航天飞行器的研制，首先依赖的是空气动力学研究的水平。因此，世界各发达国家几乎毫无例外地成立了国家级的空气动力试验研究基地。然而这种研究基地都离不开一个重要的基础设施，它就是风洞。可以说，所有现代航空航天飞行器都诞生于它们的“摇篮”——风洞。



神秘的701与神奇的风洞

“701”是一个神秘单位的名字。就像电视连续剧《暗算》里的701所是一个严格保密的研究所一样，航天701所也是一个密级很高的专业研究所，只不过它的研究内容不是破译敌人密码，而是破译空气动力对航空航天飞行器的神秘作用。1956年12月，这个秘密基地诞生在北京西南郊的西山脚下、牤牛河畔，它标志着中国航天空气动力学研究的开端。

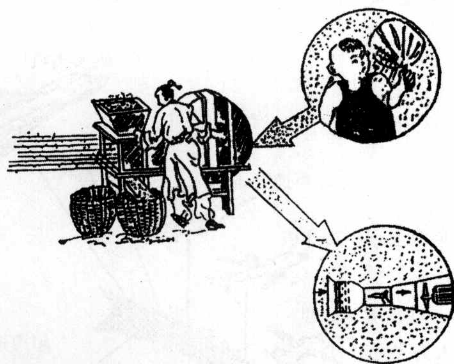
我们生活在地球上，空气无所不在。我们尽情地享受着大气层无偿的“恩惠”，以至于我们几乎感觉不到空气动力的存在与价值。直到我们想飞出地面，到蓝天、到太空自由翱翔时，我们才开始领悟，有关空气动力的知识对航空航天飞行器的研制和发展，具有多么重要的作用。为什么飞机有翅膀？为什么战斗机和民航机的翅膀不一样？为什么导弹是锥柱体？为什么同是载人航天飞行的宇宙飞船和航天飞机会有截然不同的模样？为什么我国神舟飞船返回时能精确地落在预定范围……航天701所就是破译这些“为什么”的专业机构，不过，已经度过50岁生日的701所，如今有了一个更加响亮的名称——中国航天空气动力技术研究院，她已是一个向国际开放的世界著名的空气动力研究试验基地了。随着时间的推移，她逐渐揭开了神秘的面纱，向世人讲述自已那些鲜为人知的故事。

空气动力学在航空航天事业发展中起着举足轻重的“先行官”作用。因此，世界各发达国家几乎都成立了国家级的空气动力试验研究基地，而这种研究基地都离不开一个重要的基础设施，那就是风洞。

“风洞”这个名词对很多人来说是陌生的，它到底是什么？它在飞行器的研制中起着什么样的作用？

风洞并不是建在大山里、灌有“穿堂风”的山洞。顾名思义，它是用密封材料建成的一个隧道状的卧式大“长桶”，桶的一端用强力“吹风机”吹出各种温度和速度的风，另一端强力排出这些风，中间放置被吹风的试验件。“长桶”的直径有大有小，风速有高有低，这股人造风可以试验各种物体在空气中的飞行能力和承载能力，技术人员则可以依靠这些数据来指导飞行器或

其他与空气有相对运动的各种物体（如汽车、火车、风力发电机叶片……）的设计。下图为人造风的发展历史。



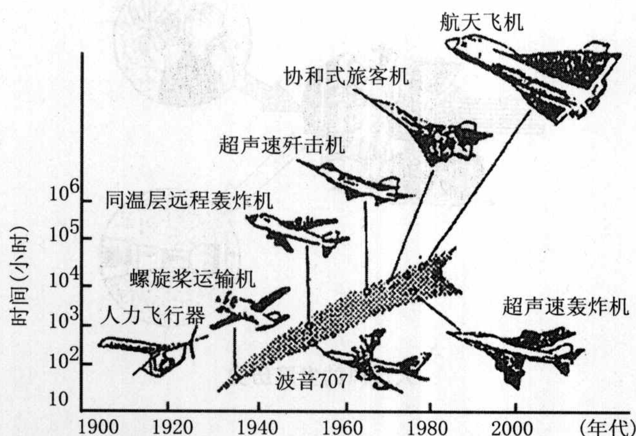
人造风的发展历史

我们知道，飞行器在空中能自由飞行，可以做各种特技飞行动作；在太空中可以自由遨游，而后又能安全准确地返回地面。这都是由于受到了空气动力的作用之故。凡是空气与物体有相对运动时，空气在物体上都会产生空气动力。在天空中，飞行器是运动的，它在相对静止的大气中飞行，而风洞就是通过人工制造出各种速度的气流来模拟和再现飞行器在空中的运动现象和测量空气动力的试验设备。只不过试验时，飞行器模型在风洞中是静止的，由风洞产生的气流流过模型来模拟飞行的环境。这里人们利用了相对运动的原理。

风洞试验在发现新现象、解释某些现象、研制新系统以及为研发各种各样不断改进的飞行器提供早期性能评定等方面起到了极其重要的作用。

世界上第一个风洞是由英国人弗·惠哈姆在1871年设计成功的，但真正能用于飞机试验的风洞是1901年由美国莱特兄弟设计和制成的低速风洞。他们用了很长的时间在风洞中对200多种机翼翼型做了气动力试验，在取得大量第一手气动力数据后，他们设计出了人类历史上第一架有人驾驶的动力飞机，并于1903年飞上了蓝天。从那以后，随着飞机速度和性能的不断提高，风洞试验的小时数也随之迅速增加。据统计，1940年前后，老式螺旋桨飞机只需要进行几百小时的风洞试验，而上世纪70年代的协和式超声速巨型客机

要进行4万~5万小时的风洞试验。1981年试飞成功的航天飞机在各类风洞中进行了6万~10万个小时的风洞试验，相当于一个风洞10年的工作量，所用的风洞试验费用约2亿美元。



飞行器研制所需的风洞试验小时数随年代变化

通常，一架新飞机的诞生要在十几座不同类型、不同速度范围的风洞中进行十多项试验。如飞机选型试验、操纵性和稳定性试验、发动机与进气道的匹配试验等。每架飞机试验以前必须具有上述风洞试验的合格证明才能予以放飞。

同样，导弹、卫星、飞船等的研制过程也必须进行大量的风洞试验，如美国研制的“民兵”导弹就曾使用了17座风洞等试验设备，试验时数达到37000小时以上。不少火箭、导弹在初次发射过程中会暴露出不少新问题，也得靠风洞试验来找原因。例如，在美国阿波罗登月工程中无人试验飞船再入大气层返回地面时，实际着陆点和设计着陆点竟相差380千米。原因何在?通过更进一步的风洞试验才发现，原来风洞试验模型的防热层和飞行器实际防热层在几何形状上有微小的差异，使操纵面平衡角差2.5°，因而偏离了着陆点。同样，我国的运载火箭、人造卫星、战略战术导弹和载人飞船的研制，都经过了大量的吹风试验。例如，我国远程弹道导弹的研制就经历了被钱学森称为“淮海战役”的气动力和气动热技术的攻关历程，动用了国内各种风洞试验设备；又如，在神舟飞船的研制中，针对当时庄逢甘院士提出的十大关键气动技术，进行了多年的研究，其中风洞试验做出了不可磨灭的贡献。

可见，现代每种新的飞行器都必须在风洞这个摇篮中慢慢孕育成长，才能最终飞上蓝天，登上月球，飞向宇宙。由于风洞试验在飞行器研制工作中的重要地位，人们也就很容易理解为什么工业发达国家和发展中国家都十分重视空气动力试验基地的建设，先后建立起了强大的国家级空气动力试验研究机构，配置了速度范围跨度广、口径大的各类风洞。飞机也好，导弹也好，都是从静止状态慢慢加速，当达到一定的速度时就腾空而起了。一般螺旋桨飞机的飞行速度都是在每小时几百千米的亚声速范围内飞行；像波音747E、A－380等巨型客机的飞行速度约为每小时1000千米左右的跨声速范围；而超声速歼击机的飞行速度可达声速的2～3倍；远程导弹、返回式卫星、神舟飞船等再入大气层时的飞行速度可高达10倍声速以上，已进入高超声速范围。为了模拟从低速到高超声速的气流速度，人们先后研制成功了低速风洞、跨声速风洞、超声速风洞和高超声速风洞、电弧风洞等空气动力试验设备。空气动力学中，常用马赫数 Ma 来表示飞行速度的大小，它表示当地飞行速度与当地声速之比。例如 $Ma=10$，就表示飞行速度已经达到10倍的当地声速了。

美国在20世纪初就开始建立国家级的空气动力试验研究中心；在十月革命胜利后的1919年，苏联领袖列宁亲自批准了中央空气动力研究院的建设计划。从那时起，美、苏的航空航天技术便长期处于世界领先地位。

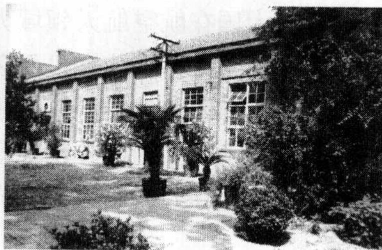
我国的第一座风洞是1934年清华大学自行设计的1.52米低速风洞。该风洞于1936年建成，后因日本攻占北京被毁。此后，在钱学森的老师冯·卡门的建议下，我国又在南昌筹建了一座4.57米的低速风洞，1937年年底基本完工，可是1938年遭日机轰炸，风洞被炸毁。直到解放前夕，只有清华大学航空系和浙江大学航空系各有一座1米量级的低速风洞。那时中国的空气动力试验设备——风洞，数量少水平低，十分落后。进入20世纪中叶，苏、美两个超级大国在航空航天领域大搞竞赛，美国利用台湾的军事设施，凭借海空优势，经常派高空侦察机侵袭大陆沿海区域，甚至深入内陆上空，进行寻衅骚扰。党和国家领导人万分焦急，为应对国际和周边形势，我国急需发展导弹技术，而发展导弹技术又离不开空气动力学的研究。在这关键时刻，谁来担负这个重任，创建国家级航天空气动力试验研究基地呢？

钱学森绘制中国风洞建设蓝图

钱学森！钱学森！周总理很快想到了冲破重重阻力、克服无数困难，在1955年10月刚从美国回到祖国怀抱，决心报效祖国的世界著名火箭专家和空气动力学家钱学森。1956年10月8日，恰好在他回国一周年的日子，聂荣臻元帅主持了中国第一个导弹研究机构——国防部第五研究院的成立大会，钱学森教授为新分配来的大学毕业生讲授“导弹概论”，从此揭开了我国导弹研制工作的序幕。1957年2月18日，周恩来总理签署命令，任命钱学森为第五研究院院长。钱学森清楚地认识到，要想成功研制导弹，就离不开空气动力研究和试验基地的建设，此时他想到了已从美国归国、正在哈尔滨军事工程学院空军工程系工作、主讲空气动力学的年仅28岁的庄逢甘教授。经钱学森提名，庄逢甘教授担任了五院的空气动力研究室副主任。导弹飞行领域的空气动力学问题十分复杂和困难，这时的空气动力学自然成为力学领域的前沿领域。庄逢甘正是在这种学科大发展的形势下，接受了发展中国导弹和航天气动事业的庄严历史使命。从此，学界泰斗钱学森和学科带头人庄逢甘等核心人物成为了创建我国国家级航天空气动力试验、研究基地的先驱者，开始了基地建设蓝图的规划、年轻人的培训工作和基地的选址、建设的筹备工作。

1956年，钱学森要求庄逢甘三年内完成四项任务：提供各种型号所需的空气动力资料，编撰高速空气动力手册，着手建立现代化的空气动力试验室，适当开展具有关键性及有发展前途的空气动力研究工作。庄逢甘根据钱学森院长的指示，一步步地开始实施建设蓝图。

当时的空气动力研究室，没有办公的地方，只好借用北京车道沟原空军疗养院旧址办公，开始了艰苦创业。研究室除了从哈尔滨军事工程学院调来的庄逢甘教授和他的夫人外，还有18位刚从大学毕业的年轻人，他们团结一致、意气风发，开始了创建中国航天空气动力试验研究基地的

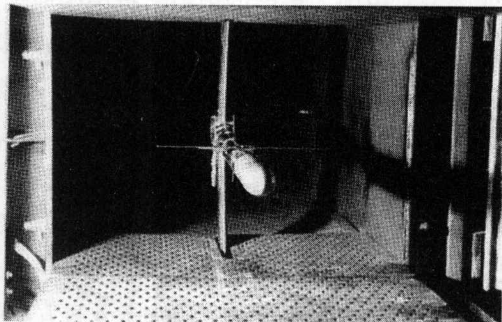


空气动力研究室成立会场

工作。不久，由于疗养院的地方太小，就搬到了北京航空学院院内。庄逢甘亲自开课向年轻人讲授空气动力学课程，他们既是领导与被领导的关系，又是老师与学生的关系，相互关系十分融洽。庄老师的年龄与18位年轻大学生相差很小，青年人认真听课，时时提出问题，课堂气氛十分活跃，业余时间又一起打乒乓球、一起娱乐。创建研究室之初，钱学森、庄逢甘以身作则，严格要求所有技术人员从实践出发，总结、提炼、检验理论设想，以科学的态度治学，在工作中提倡严谨朴实、实事求是的作风和品格。

在他们的言传身教下，18位青年大学生很快成长起来，成为了我国航天空气动力试验研究基地建设的首批技术骨干力量。

由于空气动力学的发展极大地依赖于试验设备的建设，庄逢甘按照钱学森的指示，于1957年8月起草了我国第一份中国航天空气动力试验基地的设备建设规划，其中包括16座各种类型和尺寸的风洞。刚毕业的青年大学生还不能挑起建设基地的重担，中央决定从国外引进技术和设备。气动室的第一个亚跨声速风洞是1957年从民主德国德累斯顿飞机制造厂引进的，它是0.76米×0.53米以涡轮喷气发动机为动力的、从大气进气的跨声速风洞。1958年5月由德方派出以斯特劳斯为组长的一行6人的专家组来华进行安装调试指导。该风洞建在原北京航空学院运动场南侧，1959年3月底安装调试完毕，德国专家回国后风洞开始承担型号试验任务，这是我国建成的最早投入运行的跨声速风洞。这座风洞现在还在北京航空航天大学原址，归属中国航天空气动力技术研究院亚跨声速试验室，并还在继续为航天科研服务。



我国第一座亚跨声速风洞试验情况

其他的风洞等设备原定由苏联援建。1957年10月15日，中苏双方签订了国防部第五研究院空气动力研究所的建设工程协定，1958年3月10日，工程得到了国家的批准。由于要开始大规模的基本建设，需要组织体制和地址的调整。研究院于1959年4月批准将空气动力研究室扩建成北京空气动力研

究所，研究所主体搬迁至北京西郊云岗地区牤牛河畔的原马列学院旧址。从市区到这里交通不便，除学院原有的少量建筑外，全是荒无人烟的空地，野草丛生、野兔出没。从全国各地分配来的大学毕业生、抽调来的军队干部、技术人员，云集在这片荒地上，开始了极其艰苦的创业历程。1959 年 11 月，苏联派出了以巴兰诺夫为组长的专家小组来指导工程设计，中方热火朝天地开始试验基地的建设。没想到 1960 年 8 月，苏联突然单方面停止执行中苏双方签订的协定和各项合同，撤走专家，带走图纸资料，妄图把刚刚诞生的我国第一个国家级航天空气动力技术研究所扼杀在襁褓之中。在外援中断和严重自然灾害的困难条件下，老一辈国家领导人邓小平、陈毅、薄一波等亲临空气动力研究所视察，鼓励科技人员奋发图强、自力更生、独立自主地继续把试验基地建设好。来到这里的几百名年轻人，决心不辜负党和国家的殷切期望，靠中国人自己的力量，把中国航天空气动力试验研究基地建设起来。

苏联专家撤走时，把准备援建的 3 米量级大型低速风洞的全部资料和图纸都带走了。外国专家不给图纸，大家就白天努力搞设计、绘图纸，晚上刻苦学习外文资料，提高本领。那时一到晚上，各办公楼灯光通明，处处是学习的热潮。空气动力学家钱学森院长、庄逢甘所长经常深入到年轻人中间，热情地指导大家。从 1961 年开始，钱学森、庄逢甘亲自指导年轻的技术人员设计性能更好的、符合导弹气动试验要求的低速风洞。1964 年秋天，钱学森亲自主持召开了 3 米×3 米低速风洞方案的评审会，会上大家对试验段开槽还是不开槽两种意见争执不下，他要求大家深入工厂、深入实践，这样才能找到解决的办法，找到答案。后来一次又一次的实践证明：在设计、加工中遇到的难题，只要深入现场、深入实践就能迎刃而解。经过三年的紧张设计与施工，中国第一座大型低速风洞于 1966 年 6 月调试成功并投入运行，该风洞流场性能良好，最大风速达到 100 米/秒，达到了当时世界先进水平。

针对当时年轻人普遍存在的空气动力学知识缺乏、外文水平低，阅读外文资料困难等问题，庄逢甘所长要求年轻的科技人员学好一本英文空气动力学专著，并亲自为大家讲课。他还组织编写了《新型风洞汇编》一书，发给大家，学习风洞的基本知识，并要求工作中一定要做到一丝不苟。在他的严格要求下，技术人员打下了深厚的空气动力学功底和扎实的外文基础、养成了严肃认真的工作作风，一支有水平、敢打硬仗、敢于创新的航天空气动力

研究的技术骨干队伍，在实践中锻炼成长。正是这样一支年轻的骨干队伍，承担起中苏协议中规划的全部风洞的建设任务，在不到5年的时间里，建成了从低速到高超声速风洞试验设备9座，风洞性能指标均达到预期的设计要求，从风洞设计、加工，到安装、调试，完全是靠我国自己的力量完成的。

在航天空气动力试验研究基地的建设过程中，钱学森院长、庄逢甘所长深刻认识到空气动力研究中风洞试验与理论计算紧密结合和基地配套设施完整的必要性，在抓紧风洞设备建设的同时，还抓紧了理论计算队伍的建立、计算机的配置和动力气源系统的建设。于是基地很快成立了理论计算室，配置了全国第一台电子管式电子计算机——乌拉尔-2，建成了6000立方米中压气源及其配套的动力车间。这样，到20世纪60年代末，中国第一个试验设备配套、厂房雄伟、技术力量齐全、崭新的航天气动试验研究基地诞生了，它的名字就叫北京空气动力研究所，代号701研究所。

钱学森对此作出高度评价：在基础条件不好的情况下，我们只用了美国一半的时间，就建成了空气动力试验基地，初步掌握了跨、超声速生产性风洞的型号试验工作。中国第一代航天空气动力基地的建设者在气动界的先辈钱学森、庄逢甘的带领下，完成了党和人民交给的国家使命。

经过40多年的艰苦建设，北京空气动力研究所已发展成为中国航天空气动力技术研究院，建成了我国第一个从低速到高超声速的风洞群的综合性空气动力研究与试验基地，为我国飞行器的研制工作发挥了重要作用。

从低速到高超声速

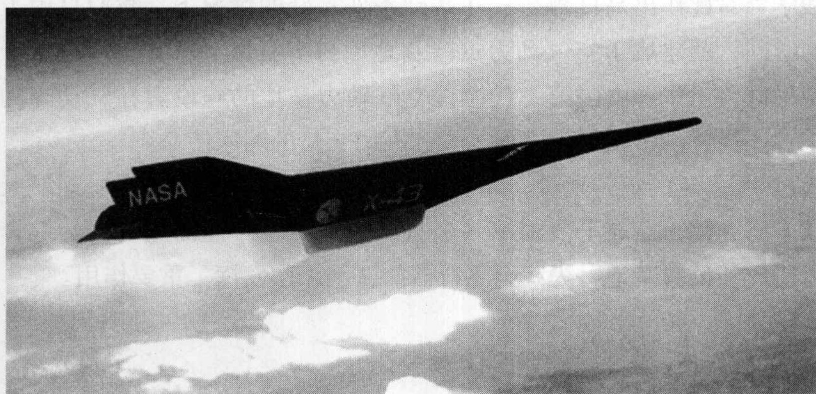
在自然界，超过30米/秒的台风会给人类造成巨大的损失，然而，对空气动力研究者来说，小于100米/秒的风速均称为“低速”，他们研究的对象要达到几千米/秒的高速。这样高速的风，就是在风洞中利用人工制造出来的。人们正是按照产生的气流速度，把风洞划分为低速风洞、跨声速风洞、超声速风洞和高超声速风洞等。

低速风洞主要用于航空飞行器和桥梁、建筑、车船等的研究，我国已有3米×3米到16米×16米的低速风洞，当然，这个尺寸只是指试验段的尺寸，

整个风洞是一座巨大的建筑。从跨声速风洞到高超声速风洞则主要用于各种武器和航空航天飞行器的研制。

跨声速风洞建设难度较大。1947 年，美国航空与航天局在兰利中心研制成功了世界第一座跨声速风洞，并于 1948 年使贝尔 X－1 研究机第一次突破声障，从而成功实现了超声速飞行。此后，跨声速风洞及其试验技术得到了飞速发展。我国于 1979 年底建成了试验段为 1.2 米 ×1.2 米正方形截面的跨声速风洞，并于近年又在中国空气动力研究发展中心建成了亚洲最大的 2.4 米 ×2.4 米跨声速风洞，这标志着我国空气动力研究已跻身世界前列。

超声速风洞和高超声速风洞在结构与组成上更为复杂。20 世纪 90 年代以后，为了适应军事斗争的需要，许多国家开始研制飞行速度更快、机动性能更好的高超声速飞行器。像美国投入了大量人力、物力，研制 X－43 高超声速飞行器，在经过多次飞行失败后，2004 年 3 月 27 日，搭载在 B－52 巨型轰

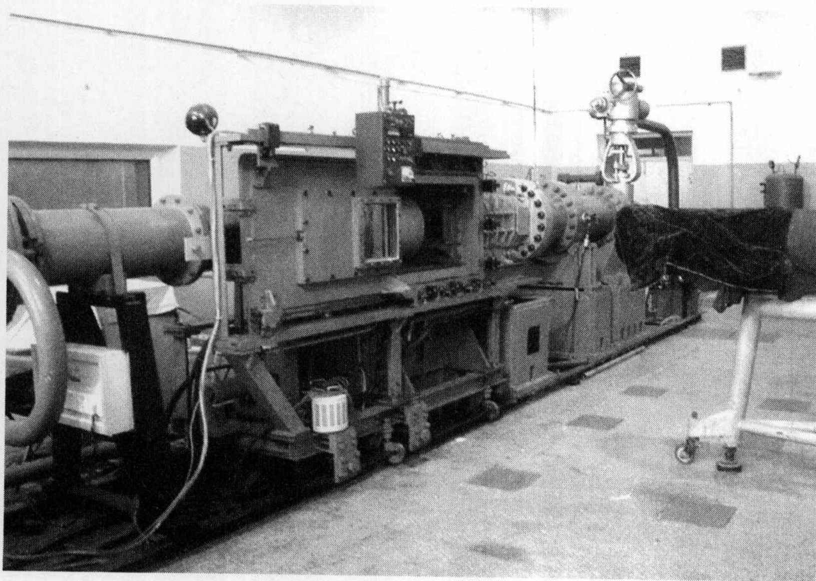


X－43A 的外形

炸机上的 X－43A 飞行器，在高空中被发射后，超燃发动机终于点火成功。我国用于高超声速飞行器研制的超声速风洞和高超声速风洞已相继建成。高超声速风洞的试验段马赫数（Ma）要大于 5，这样就产生了许多新的技术难点，例如当 Ma 达到 10 时，气流经过 $Ma=10$ 的喷管膨胀与加速后，气流的静温降到约 －200℃，这时气流中的氮气和氧气要发生冷凝，空气就会发生质的变化。中国航天空气动力技术研究院先后克服一系列技术难点，已建成了试验段直径为 0.5 米的高超声速风洞，使此项技术达到世界领先水平。

现在，国内外气动力研究机构已普遍用大型计算机和专用微机进行自动控制和测量。当风洞出现故障时，计算机会自动报警和紧急停车，从而大大减轻了操作人员的劳动强度和提高了风洞运转的质量。在微机屏幕上，还可以实时显示测得的气动力曲线，给飞行器设计人员以快速、直观的试验显示，大大提高了工作效率。

飞行器性能的优劣，决定了谁能获得制空权和制天权。20 世纪末，世界各强国都想研制出能制胜对方的飞行器，于是飞行器的飞行速度、高度都是越来越高，性能越来越优越，于是，各发达国家不断建造用于高超声速飞行器研究的大型风洞试验设备，如大尺寸重活塞高超声速激波风洞、爆轰激波风洞、电弧加热高超声速风洞、大尺寸高超声速高温风洞、高超声速高焓风洞等许多新型风洞。毋庸置疑，在层出不穷的新型风洞建成后，新型高超声速飞行器也将在新型风洞的摇篮中诞生。



高超声速风洞

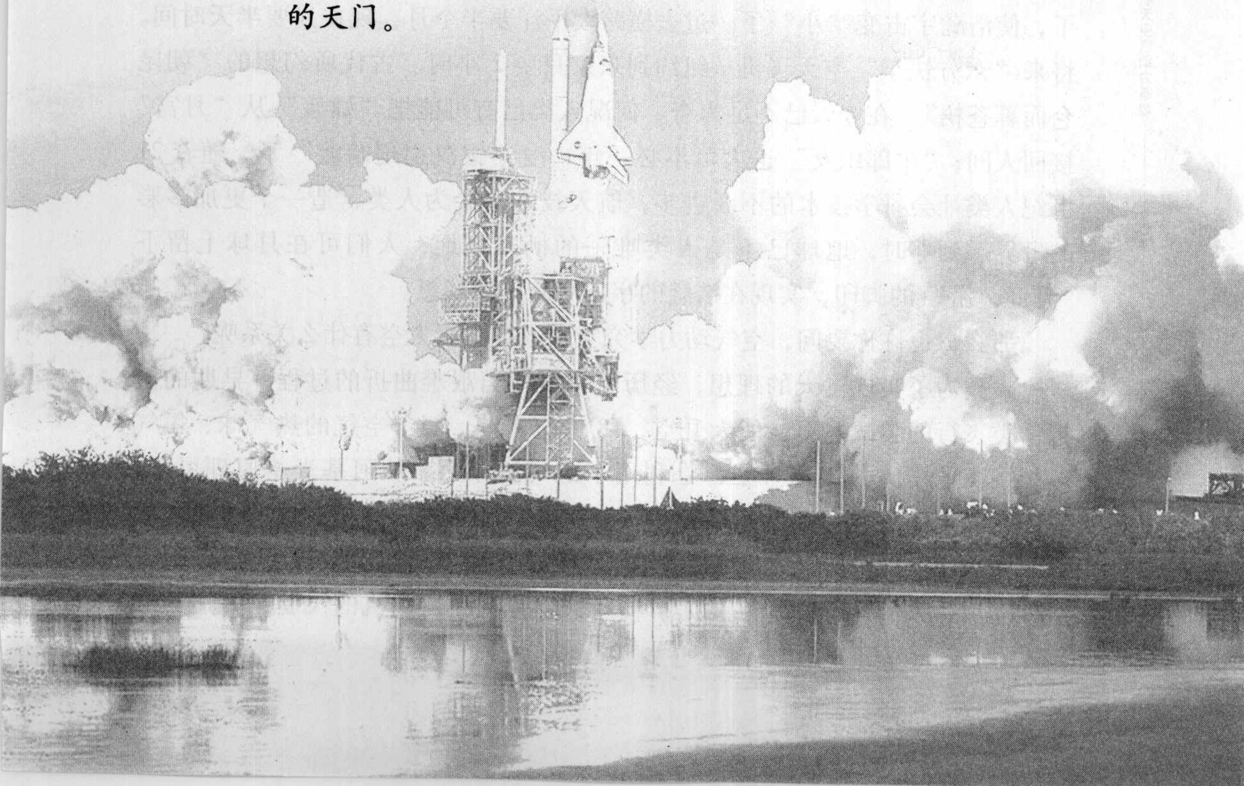
风洞试验并不仅仅与武器、航天飞行器相伴，它与民用产品的关系也极为密切。例如：汽车和火车研究要用风洞，建筑和桥梁研究也要用风洞。我

国近十年来高层建筑、大跨度桥梁和高耸的电视塔如雨后春笋，这些建筑物和构筑物必须用专用的风洞来研究在大风中的风载、风压，才能确保它们能经得住大风尤其是台风的考验。种类繁多的特种风洞，像环境科学研究风洞、生态风洞、气象研究风洞、叶轮机研究用的叶栅风洞、体育运动研究用风洞及船舶研究用风洞等，它们的用途各有千秋。这方面的精彩故事将在后面章节中叙述。中国航天空气动力技术研究院使用这些法宝，为各行各业的发展作出了卓越的贡献。

从神秘的“701”到现在的中国航天空气动力技术研究院，从低速到高超声速，一个个覆盖了不同速度范围的风洞群，见证了中国航天的各个历史阶段，也见证了中国航天半个世纪的飞速发展。

第二章
空气动力学——打开天门的钥匙

古时用“一日千里”形容快得不得了的速度，而今天人类创造的飞行器速度早已超过“日行万里”。研制日行万里的航天飞行器，离不开空气动力学。比如，火箭起飞后直至其携带的卫星、飞船等分离，从亚、跨声速到超声速、高超声速，飞得越来越快，从低空到高空，空气密度越来越稀薄。在不同的飞行速度范围里，空气与飞行器的相互作用及其影响，直接影响飞行器的飞行轨迹、结构寿命和舱内仪器的正常工作，这都是航天飞行器设计师必须认真考虑和解决的课题。在我国长征系列运载火箭和卫星、飞船的设计中，都用空气动力学这把金钥匙打开了通向太空的天门。



从一日千里说起

人类在同大自然作斗争的漫长岁月里，依靠科学技术的进步，不断地扩展着自己的活动范围，从陆地到海洋，从穿云破雾到“巡天遥看一千河”。1903 年世界上第一架飞机升空持续飞行，开创了现代航空的新纪元。1957 年第一颗人造地球卫星飞天，三年之后，苏联航天员加加林乘坐“东方一号”宇宙飞船进入太空，绕地球飞行 108 分钟后安全返回地面，标志着载人航天新时代的开始。1969 年美国“阿波罗”飞船登月成功；1981 年世界上第一架垂直起飞、水平着陆，可重复使用的美国“哥伦比亚”号航天飞机成功飞行，又成了航天史上人类利用和征服太空的重要里程碑。未来的航空航天飞机，既可以往返于地球和空间站之间，又可以把地球上的旅客送上太空。这种高超声速旅客机，最高速度达到 30675 千米/小时，即 25 倍声速。古时用“一日千里”形容极快的速度，而今天，人类创造的飞行器速度早已日行万里。

随着近代航空航天科学技术的飞速发展，使地球上各国的距离变“短”了，使浩瀚宇宙变“小”了。过去横跨太平洋要半个月，现在只要半天时间。将来“东方快车”空天飞机从纽约到东京只要 2 小时。古代所幻想的“朝昆仑而暮苍梧”，在今天已不足为奇。何况人类已有可能把“嫦娥”从“月宫”接回人间；“牛郎织女”也大可不必一年一度“银汉迢迢暗渡”了。随着 21 世纪人类社会科学技术的不断进步，航天技术还会为人类营造一个更加多彩的世界。到那时，地球已不是人类唯一的栖身之地，人们可在月球上留下“到此一游”的脚印，实现在浩瀚的宇宙中旅行的梦想。

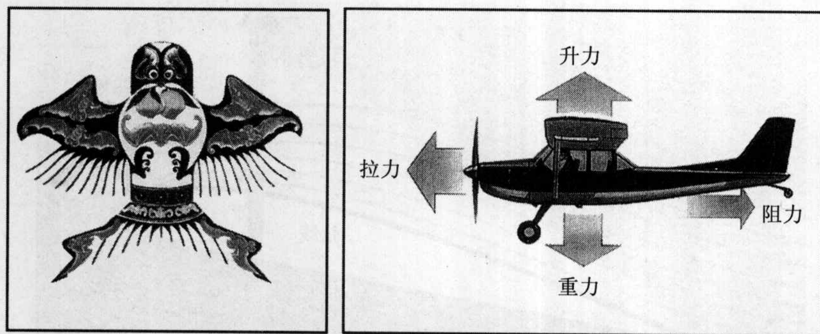
那么，也许你要问，空气动力学究竟与人类征服太空有什么关系呢?

人类为了实现飞天的理想，经历了一段相当艰难曲折的过程。早期的模拟鸟类飞行的尝试并不能使人升空，18 世纪末期，轻于空气的热气球、氢气球相继飞上了天。气球升空，是利用了空气的浮力。从阿基米德原理可知，物体在静止的流体中所受的浮力，等于物体所排开的同体积流体的重量。气球内充满比空气轻的气体，其自重轻于同体积的空气，自然会腾空而起。

随后，人们又发展了性能优于气球、装有汽油发动机的飞艇，并用于载

人航行。要使机械动力飞行获得成功，有两个主要问题要研究解决：一是作为动力来源的发动机问题；另一个是具有适当翼面的飞行器在空中飞行的稳定性和操纵性问题。第一架飞机的发明者美国莱特兄弟从滑翔机千百次的飞行实践中获得了对飞行原理以及飞机稳定性、操纵性的许多教益。他们首先研究了风筝的飞行原理。风筝与气球不同，它是重于空气的物体，它不可能像气球那样靠空气的浮力使它悬停在天空。那么，风筝到底凭借什么力量升空的呢？

我们知道，物体在空气中运动或者物体置于空气流中时，作用在物体上的力可分为空气静浮力和空气动力两种。静浮力就是阿基米德定律中所定义的那种浮力，与空气流动情况无关，也就是和物体与空气之间是否有相对运动无关；空气动力则是由于物体周围空气的流动而产生的。这个空气动力可分为两部分：其中一个是垂直于风向、指向上的分力，称为升力，风筝在升力的作用下越飞越高；另一个则是与风向平行，并与风向同指向的分力，叫做阻力。它是阻止风筝逆着风向而运动的力。在这里，对风筝而言，这个分力使风筝越飞越远。



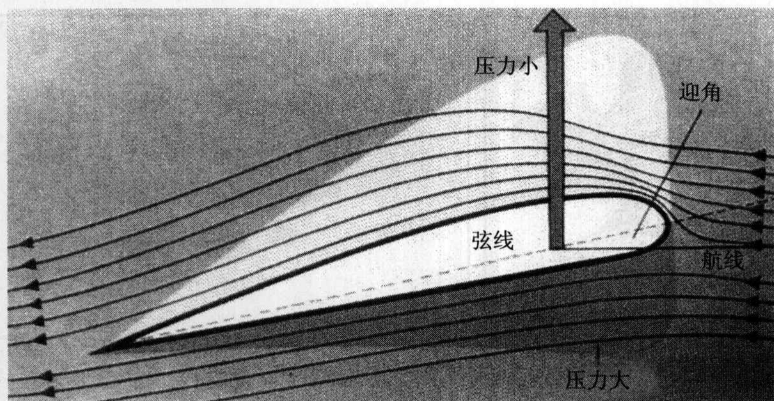
飞行器受力示意图

对飞机而言，静浮力与空气动力相比小得可以忽略不计，所以只考虑空气动力的作用。如同风筝所受到的空气动力一样，通常也把作用在飞机上的空气动力分解为飞机与空气的相对速度方向相平行和垂直的两个分力，平行方向的分力叫阻力；垂直方向的力又可再分解为与飞机对称平面相平行和相垂直的两个分力，分别叫升力和侧力。

显然，只有当物体与空气间具有相对运动时才会产生升力。飞机的升力是靠它的翅膀——机翼产生的。那么，飞机的机翼是如何产生这么大的升力，托起几十吨甚至上百吨的飞机飞上蓝天的呢？

飞机为什么能飞上天

我们设想置一机翼在空气中且使其运动，空气绕过机翼流动时，翼上面和翼下面的流态和流速是不同的。根据流体力学的连续性定理和伯努利方程，上面的流速大于机翼远前方气流速度，其压强低于机翼远前方气流的大气压，这就是所谓负压；相反，翼下方的流速小于机翼远前方气流速度，其压强高于机翼远前方气流的大气压，就是所谓正压，而且负压比正压数值要大好几倍。其结果，上翼面被往上吸，下翼面被往上推，合起来就在机翼上形成了向上的吸力。这种作用在机翼上的吸力如何生成升力，稍后谈到机翼表面上的“边界层”时再进一步揭开它的奥秘。



机翼气流图

机翼的升力能托起飞机，但飞机飞行时稳定不稳定？驾驶员飞行操作时它听不听使唤？这些问题尤为重要。为此，莱特兄弟又制作了200多个机翼模型，在自己建造的低速风洞中测量了机翼的升力和阻力，并得到随机翼展

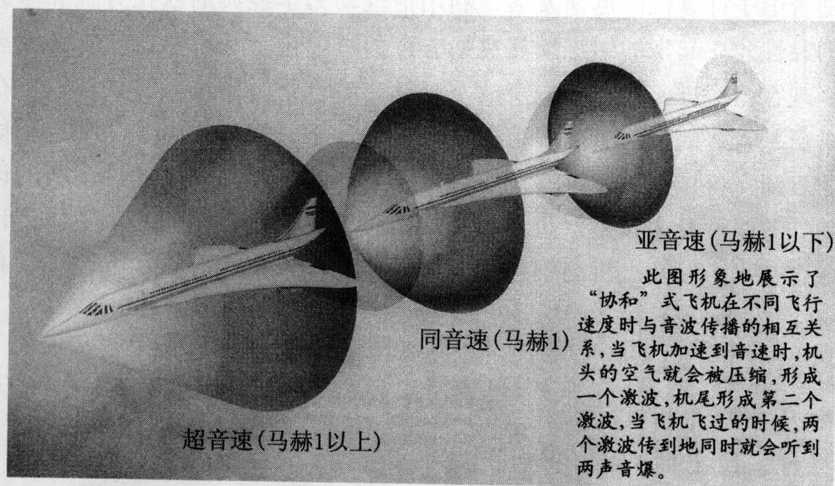
弦比增大，升力也增大的结论。在风洞试验的基础上，他们设计一架双翼机，机翼的翼尖翘起，以保证横侧稳定。飞机上装有方向舵和操纵机构。为了减少阻力，驾驶员俯卧在下机翼的中部。他们用这架飞机实现了人类首次有动力、可操纵的空中持续飞行，为人类开辟了征服天空的道路。作为力学的一个分支学科的空气动力学，已经如同一把钥匙一样，可以帮助人类打开飞行科学的大门。

莱特兄弟对航空的一个重大贡献是在飞机设计中应用了空气动力学原理。后来航空技术的每一项成就，都与空气动力学的发展有关。20 世纪初期，在近代航空和喷气技术发展的带动下，经典流体力学方面，也出现了一次较大的飞跃，这就是近代空气动力学的奠基人——德国的路德维希·普朗特的边界层理论和机翼理论。普朗特指出，空气绕过机翼的流动实际上是一种黏性流动。黏性流动是自然界和工程技术上普遍存在的一种流动过程。例如，近地面和水面的大气边界中的空气流动、空气绕过飞机、汽车和地面建筑物的流动、流体在管道和涡轮机械中的流动、轴承中润滑液的流动以及人体血管中血液的流动等都是黏性流动。由于黏性的存在，当空气流过机翼时，机翼表面处形成一个很薄的附着层。在这个附着层内，流动速度从翼面处速度为零逐渐向外很快增长，在离翼面法向距离很小的地方，速度达到了机翼远前方的来流速度。这一速度变化很大的流动层，就称为边界层。普朗特认为，空气的黏性作用，被局限在翼面附近这一薄薄的边界层之内。由于边界层中出现流动分离，形成了“绕翼旋涡”。这种旋涡遇上机翼上表面低压气流，周围空气会迅速卷了进来，向旋涡聚拢，使涡卷的强度更强，旋转速度加快。前面所叙述的机翼上形成的那种吸力也会加大。升力实际上就是由紧靠机翼的薄涡层旋涡吸力而产生的。这样机翼产生的升力可以看作为由附着在机翼上的旋涡所产生，普朗特就据此提出了有限翼展升力线理论。所以说，普朗特的边界层理论及有限翼展升力线理论的诞生，才真正从机理上揭开了机翼升力怎样得来这个不解之谜。他的理论不仅从机理上解释了飞行的机理，而且还提供了计算阻力的方法，最终为飞机机翼的设计提供了理论基础。因此，他的理论研究成果在流体力学史上是划时代的，可以说是 20 世纪经典力学方面的首要大事。

航空航天力学先导

从20世纪初开始，飞机的军用意义已广泛引起各个国家的关注。在20～30年代，飞机从双翼机到张臂式单翼机、从皮蒙皮木结构到铝蒙皮全金属结构、从敞开式座舱到密闭式座舱、从固定式起落架到收放式起落架，飞机外形结构和气动布局已经发生了革新性变化。第二次世界大战期间，参战飞机数量猛增，性能迅速提高，军用飞机显然已对战争局势具有举足轻重的影响。战后，航空科学技术迅速发展，特别表现在飞机空气动力外形的改进上。所谓空气动力外形就是应用空气动力学原理来设计飞机外形，使得它的升力高、阻力小，稳定性、操纵性好。比如，机身尽可能呈流线型，减少突起物，以此来减小阻力。机翼的形状和配置也相当讲究。低速飞机通常用长方形或梯形翼。当飞机飞行速度到达声速附近或超过声速以后，就要采用像燕子翅膀似的后掠机翼。超声速战斗机或轰炸机的机翼可采用三角形的平面形状。飞机的飞行速度从低速到高速发展，与机翼从直机翼到后掠翼、三角翼、边条翼这些飞机气动构形的不断演变密切相关。可空气动力学家为了这些气动外形的演变，不知付出了多少心血。世界各国的空气动力学研究机构都投入相当大的人力、物力，致力于飞机机翼翼型的理论分析和风洞试验研究。翼型指的是机翼横切剖面形状。剖面形状是影响机翼升力的重要因素。在飞机诞生的初期，飞行的主要矛盾是如何克服飞机的重力，使飞机离地升空。实践已经表明，采用大翼面积、大弯度剖面的机翼，克服重力而使升空不成问题。当飞机速度不断提高，特别是超声速飞机出现后，推动飞机前进的力与空气阻力的矛盾就更加突出了。因此，必须找到进一步大大减少阻力的机翼形状，才能满足飞机提速后的需要。有人做过统计，经过各国空气动力学家长期研究，可以应用于飞机设计的机翼翼型总数已经超过15000种，简直就是一个翼型“大仓库”。仰仗翼型的这些空气动力学研究成果，加上活塞式发动机、喷气式发动机、涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、冲压发动机等性能越来越先进的航空动力装置的相继出现，飞机设计师才有可能设计出飞得高、飞得快、飞得远而且又灵活、机动的一代又一代新型飞机。

第二次世界大战前，飞机的速度超不过声速（对地平面而言为 340 米/秒），当时有人认为声速是不可逾越的，就是说飞机速度要达到和超过声速，似乎所需要的发动机的推力就得要大得不得了，而且飞机也难以驾驶。飞机发展历程中遇到的这种声速障碍就是人们常说的“声障”。空气动力学家对这种“声障”深入研究后发现，当飞机速度接近声速时，飞机头部会形成一种激波层。这种激波层好像是一面空气墙，经过无数次的试验研究，空气动力学家想出了机头加尖锥体，同时采用后掠翼和小展弦比机翼机身组合体等先进的空气动力布局。人们利用这种气动布局，在 1947 年便制造了首架“刺破激波”、突破声障的超声速飞机。随着空气动力学、结构力学和材料科学的进展，飞机飞行突破声障之后，飞行速度又达到声速的 2 ~ 3 倍，进入了超声速飞行时代。超声速飞机进入超声速飞行时会由激波形成很强烈的音爆，像协和式超声速客机，由于其音爆对环境产生了严重污染，使飞机场周围的居民不得安宁。



超声速飞行时形成的激波层与音爆示意图

所有通过大气层的飞行器，都要利用理论计算和风洞试验来确定它们的空气动力外形和空气动力特性。科学家努力发展从亚跨声速到高超声速速度范围配套的风洞试验设备，并利用新的观测、显示、信息处理手段，揭示新的流动现象，为飞行器设计师更快地提供更多、更精确的气动力数据。理论

家根据空气动力学的原理和各种理论，努力把试验揭示出的流动现象就其最典型的简化形态概括成数学模型，然后主要依靠数学分析的方法，研究流动现象中各种物理量之间的关系和变化以及这种关系和变化对飞行器性能的影响，尽可能获得有利的流动，避开不利的流动。经过反反复复研究变化中的变化、关系中的关系，才能对流动的物理实质和主要矛盾作出合理的解释和预测，以便把握新的流动规律，创造出飞行器新的设计思想、设计概念和设计方法。理论计算家则在已建立的数学模型指引下，利用当代最先进的电子计算机，致力于发展新的算法和软件，模拟更复杂的飞行器外形的流动现象。这些复杂的流动现象，是航空航天工程应用必然遇到和必须解决的。亚声速、跨声速（指0.75～1.2倍声速范围）和超声速（指1.2～4倍声速范围）空气动力学的发展，才使得后掠翼、小展弦比细长翼和三角冀气动布局在飞机设计中成功地应用，促使了第一代超声速战斗机和旅客机的诞生。1954年问世的F－102蜂腰形超声速战斗机就是其中第一代战斗机的代表。

随着电子计算机的迅速发展，利用空气动力学经典的欧拉方程和考虑到介质的黏性建立起来的纳维斯托克斯方程，可以进行飞行器比较复杂流动的计算。现在已经进入对整个机身的空气动力特性进行整体计算的阶段。在近代力学奠基人普朗特、卡门等著名学者的带动下，空气动力学的理论和试验基础才日臻完善，于是诞生了对航空工程发展起到先导作用的许多新的设计思想，如非线性升力技术、边条翼布局，将机翼与机身作为一个整体设计的翼身融合技术，以及飞机与推进系统的一体化设计概念等，加上在气动布局上精细的设计计算和风洞试验分析，使得具有高升力特性和良好操纵性、稳定性的第三代战斗机应运而生。著名的美国F－15、F－16和俄罗斯的苏－27、米格－29，我国的歼－10等就是其中的代表。这些战



歼－10战斗机

斗机的主要特点是升限可至18～19千米，最大速度低空时为1350～1450千米/小时；高空时为2300～2500千米/小时，机动性（指转弯、加速、减速和爬升性能）也极好。

1991年海湾战争中多国部队运用的“空、地一体战”体系的核心是空中优势，说明发展飞机技术对未来战争的胜败至关重要。经过近20年来在超声速巡航、过失速机动、隐身外形（即采用技术措施有效地减小雷达的反射和红外辐射，使飞机不易被敌方发现）的气动布局等综合研究的基础上，美国又率先推出21世纪使用的第四代先进战斗机F－22。

同时，国际民航事业一直在持续并高速发展着。从上世纪50年代喷气客机问世以来，全世界民航客运年平均增长12%左右，约为同期经济增长的2倍。2005年，民航市场的空运量比90年代初翻了一番。目前正在进行的民用飞机的层流控制技术和细长体布局研究，将为新一代亚声速干线飞机、第二代超声速旅客机提供可选用外形。

神奇的速度

从航空到航天，是人类征服空间的又一飞跃。

也许你已经从电视屏幕上看到过长征火箭腾空而起的壮丽场面。发射指挥中心大幅显示屏上计数器从10秒倒计时数到1秒时，随着轰隆一声巨响，矗立于发射架上的长征火箭在一片浓烟和烈火的衬托下，徐徐升起，随着尾部喷出长长的火舌不断加速，它飞向九霄云外，一下子消失在茫茫天际。火箭尾部那一股喷焰，就是火箭自身携带的燃烧剂和氧化剂（统称推进剂）燃烧而形成的高速燃气流。我们从著名力学家牛顿发现的作用力和反作用力定律中知道，正是由于这股高速喷流所产生的反作用力推动火箭前进。中国是最早发明火箭的国家，这已为世界所公认。中国劳动人民在一千多年以前创造的古代火箭，实际上也是利用了这种反作用力推进原理，原始的火箭是用纸糊一个筒子，把火药装在筒子里，有一点像今天的固体火箭发动机。这个竖立固定在箭杆上的火药筒，上头封闭，下头开口。火药燃烧时，从筒子下方开口处（相当于火箭发动机的喷管）喷出大量燃气，产生使火箭前进的反

作用推力。当然这种古代火箭与现代火箭不可同日而语，但推进原理却是一样的。现在，人们把大型火箭称为运载航天器的推进工具，这一点已是众所周知的了。

那么，火箭为什么这样威力无比，能够使几吨重的人造地球卫星挣脱地心引力的束缚，飞向地球的外层空间？曾经为实现人类登月幻想立下汗马功劳的美制“土星”5号运载火箭，称得上是现代火箭的“老大”，它全长85米，直径10米，加上装在头部的“阿波罗”飞船，全高约110米，起飞重量达3200多吨，可把127吨的宇宙飞船送进地球轨道。这么一个由300多万个零件组装而成、足有36层大厦那样大的飞天“巨人”，竟然非常潇洒地把12个航天员前后分六批送到了38万公里之外的月球。同时，由它运载到月球轨道的飞船还把航天员和371千克重的月球岩石、土壤标本平安地送返地面。如此惊人的壮举，使人们不得不叹服包括空气动力学在内的近代科学的成就。

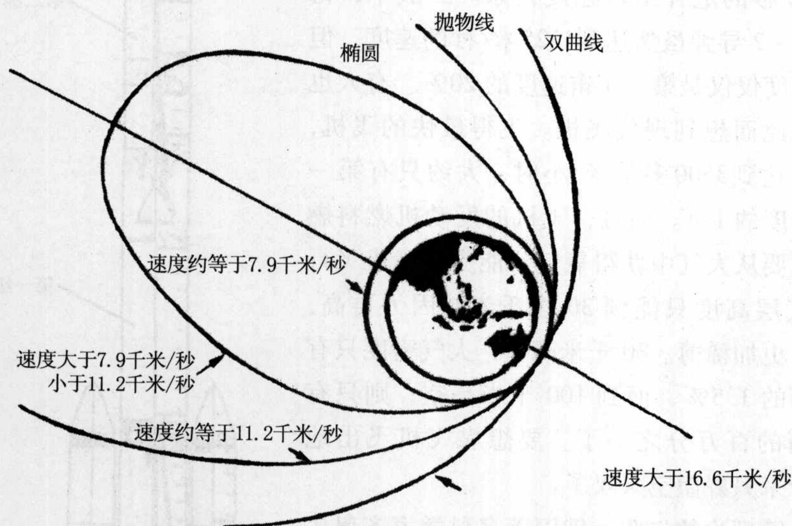
虽然火箭本领非凡，却难以一步登天。要飞到太空去，速度是关键。任何物体，达不到足够高的速度，就不可能脱离地球在宇宙空间飞行。要想飞出地球，就非要冲破地球引力（即重力）的束缚不可。那么，地球上的一个物体，究竟具有怎么样的神奇速度才能不再落回地面，成为一颗绕着地球转动的人造小月亮呢？

一个物体做圆周运动时，必有一个惯性离心力。这个力的大小与物体的质量和物体做圆周运动时的切向速度的平方的积成正比，而与圆周的半径成反比。这样，一个物体要在大气层外沿圆轨道绕地球运行而不掉回地面，那它凭借环绕地球运动的速度所产生的向外惯性离心力，必须刚好等于地球引力。物体离地面的高度不同，它的环绕速度也不一样。如果把地球当作圆球体，物体能环绕地球运动的最低轨道就是其半径与地球半径相同的圆轨道。此时，便可计算得到物体在地球表面附近的环绕速度大约等于7.9千米/秒。这就是物体环绕地球旋转所需要的最小速度，就是第一宇宙速度。物体在获得这一水平方向的速度以后，不需要再加动力，就可以环绕地球运动。

获得环绕速度的物体，并没有能摆脱地球的引力。在它环绕地球运行的时候，不管飞到哪一个部位，地球对它的引力始终不变，方向总是指向地心，从而使它作圆周运动。如果加大这个速度。使得它的圆周运动遭到破坏，物体绕地球运行的轨道将从圆变成一个椭圆。速度越加快，这个椭圆就拉得越

扁长。经计算，当速度大到为 11.2 千米/秒时，这个椭圆就张开口而变成抛物线，物体就摆脱地球引力，沿着抛物线飞向太阳，像地球一样绕着太阳运行，成为太阳系中的一颗人造行星。11.2 千米/秒这个速度叫逃逸速度，也叫第二宇宙速度。人类要登上月亮，所坐的飞船就一定要大于这个速度。

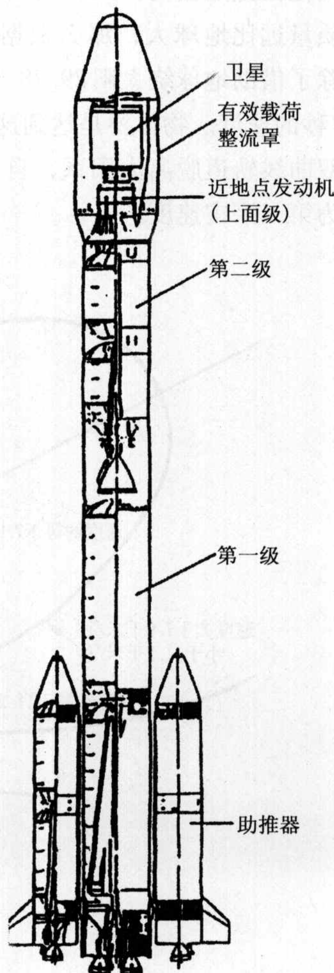
如果速度再增加，结果又将如何呢？人类有没有可能再离开太阳系飞到其他恒星上去呢？人类要离开太阳系，就必须克服太阳的引力。由于太阳的质量远比地球大，那么根据万有引力定律，需要的脱离速度就更大。因此，除了借助地球绕太阳29.78 千米/秒的公转速度外，还要再加上一个16.6 千米/秒的速度。物体要是达到这个速度，那么，连太阳也拉不住它了。它将按照双曲线轨道脱离太阳系，自由自在去遨游太空。这个速度，人们又给它取名为第三宇宙速度。



宇宙速度的概念

非凡的本领

如果在地面用火箭发射人造卫星，考虑到空气阻力及其他因素，火箭的末速度一定要大于7.9千米/秒才行。之所以说难于一步登天，就是说要达到这个速度可不容易！人类为了达到第一宇宙速度，经历了一段漫长的道路。张弓射箭，自古便有。但箭速一般只能达到107米/秒。一战期间，德国制造的“巴黎大炮”，创造了10倍弓箭速度，即1070米/秒的炮弹出口速度记录。二战中，德国的V－2导弹虽然达到1525米/秒的速度，但这一速度仅仅是第一宇宙速度的20%。有人也许会因此而想到现代飞机。飞得最快的飞机，速度可达到3500多千米/小时，大约只有第一宇宙速度的1/8。而且，飞机的发动机燃料燃烧必须要从大气中获得氧气。能支持飞机飞行的大气层高度只能到30多千米，因为再高，空气会更加稀薄。30千米高空，大气密度只有海平面的1.5%，而到100千米高空，则只有海平面的百万分之一了。要想靠飞机飞出地球，看来只好望空兴叹了。



运载火箭示意图

火箭理论的先驱、俄国著名科学家齐奥尔科夫斯基，最先把火箭理论和宇宙航行的思想建立在科学的基础上，他是现代航天学的奠基者，并因此而得到“航天之父”的赞誉。在不考虑空气动力和地球引力的前提下，他推导出著名的齐奥尔科夫斯基公式。根据这个公式，要提高火箭最后达到的推进速度，有两个途

径：一是提高发动机燃气的喷出速度，二是火箭携带的推进剂耗尽之后，火箭本身的结构重量要特别的轻。前者同推进剂的效率和发动机的性能有关，后者则要受到结构材料和工艺技术水平的限制。但无论如何，迄今为止，一枚单级火箭最大限度只能加速到4～7千米/秒，达不到第一宇宙速度。这是因为火箭达到停火点速度之前，一直靠发动机工作来加速，它所携带的推进剂是逐渐消耗的。这就是说，火箭一边加速爬升，一边还要背负着一部分推进剂。发动机所产生的能量，既要使火箭加速，又要消耗一部分能量用于火箭背着的那部分推进剂跟着火箭一起加速。

齐奥尔科夫斯基非常巧妙地利用多级火箭的办法来解决这个问题。多级火箭事实上就是单级火箭的组合。它像赛跑中的“接力”一样，一级一级加速。起飞时，先将第一级发动机点火，其推力使火箭产生一个加速度，徐徐升空。到了一定高度，第一级火箭燃料烧完后自动脱落，紧接着第二级立即启动，火箭继续加速。依此类推，每一级火箭都不断地提高速度和高度，使得末级火箭的飞行速度达到第一宇宙速度和预定高度，将卫星或飞船送入太空轨道。

当然，经过多级火箭加速得到的火箭推进速度还不是火箭实际飞行的速度，因为还没有考虑到运载火箭在飞行中由于地球引力和空气阻力所造成的速度损失。事实上，运载火箭在飞行中一部分推力与沿推力反方向的地球引力分量互相抵消，对加速没有什么贡献，这就是所谓速度的重力损失。另一方面，运载火箭上升段要穿越稠密的大气层，才能把卫星送入二三百千米以上的高空轨道。在空气密度比较稠密的近地空间，随着速度的加大，所受到的空气阻力也急剧增加。但飞行高度越高，由于空气变得越稀薄，空气对火箭造成的阻力也要迅速下降。所以，火箭设计师根据空气动力学原理，让运载火箭慢慢地垂直爬升，以较低的速度穿越稠密大气的下层，以较快的速度飞出大气的上层，让大约占总速度2/3的速度在大气层以外的高空由火箭加速产生。一般而言，三级火箭的第一级都在60千米以上高空关闭发动机后脱落，让第二级火箭在极稀薄的大气层中飞行。第三级飞行高度更接近于真空带，目的是把空气阻力引起的速度损失减少到最低程度。

扶摇直上重霄九

火箭从发射到发动机关闭这一段飞行全靠火箭发动机提供动力来加速，这一段叫做火箭飞行的上升段。论速度，火箭从待发状态的零速起飞，越飞越快，经历了亚声速、跨声速、超声速到高超声速的加速过程。不同的速度，空气动力学问题不尽相同。这些问题如不在地面一一解决，火箭就不可能一冲就到九霄云外。

卫星或其他航天器都安装在运载火箭的头部。火箭穿越稠密大气层时，由于迎面气流的猛烈冲击和剧烈摩擦，不仅阻力增大而且使火箭头部温度急剧升高。为了减小阻力，保护卫星设备，就要为火箭的头部包上一个流线型、耐高温、抗烧蚀的罩子，叫整流罩。在大约120千米的高空，空气已非常稀薄，整流罩的存在已经失去意义，就得把它抛掉，以便减轻火箭的重量。火箭从发射到上升这个阶段，比较突出的问题是分离的气动设计。整流罩的分离、火箭头体的分离、各级火箭燃料燃尽脱落的级间分离，它们都对火箭上升段的飞行发生重大影响。为了有利于火箭加速，火箭的负重必须要及时卸掉，扔掉已经工作完了的火箭级，同时启动下一级火箭。继续飞行级火箭和脱落抛弃的火箭在一定的飞行姿态角度下受到发动机推力、惯性力、外界气动力、分离力和重力等因素的作用而产生复杂的运动，级与级之间的重心又要发生变化。这都需要用理论计算和试验分析相结合来预示各级火箭所受的力和力矩、发动机噪声、发动机喷流和绕过火箭的空气流的相互作用、火箭级与级之间的相互干扰、火箭的稳定性以及每级火箭在发动机熄火点的速度与剩余重量等。空间飞行的特点是速度高、路途远，哪怕是一点点的疏忽和纰漏，都将失之毫厘、谬以千里。

多级火箭一般是由头部、柱段、裙部、倒裙部和稳定翼等气动部件构成的复杂组合体。各段的外形和尺寸经过最佳的气动设计，保证火箭有足够大的升力和稳定性。运载火箭形式多样，级数各异。为增加推力，它可采用并联形式发动机，像我国长征二号运载火箭，就捆绑了沿主发动机四周等间隔排列的4个助推器。火箭在上升段飞行速度变化很大，从亚、跨声速到超声

速、高越声速，飞得越来越高，从低空到高空，空气密度越来越稀薄。在不同的飞行速度范围，空气与火箭相互作用的情况也不尽相同，如在跨声速、低超声速时，可能出现压力脉动和结构振荡（即所谓跨声速抖振），压力脉动会形成气动噪声环境，直接影响结构疲劳寿命和舱内仪器的正常工作。这都是火箭设计师必须认真对待的问题。

火箭设计师要认真对待的另外一个问题是地面风作用于火箭上的风载荷对火箭飞行的影响。火箭在发射前，竖立在发射架上，暴露在地面风场中承受着风的作用。而风向、风速又总是在变化的。由于组成火箭的柱段、裙段粗细不一，段间常有拐点，外形也不是旋转对称的，如局部安装天线、电缆管和稳定翼等，加上火箭比较细长，在风载荷作用下，火箭可能发生变形和风激振动。运载火箭气动力学问题很多，技术比较复杂，难度也比较大。不把运载火箭的各种空气动力学问题从理论上和试验上研究清楚，火箭就上不了天。

打造金钥匙

军民用飞机的发展，得益于航空空气动力学这把钥匙，它还只属于低速、跨超声速，最多到低超声速范围。航天飞行器的发展所需的空气动力学支持，则远远超出了这一范围，从低速、跨超声速到高超声速都会涉及，它遇到的问题远远超出克服“声障”的问题。航天空气动力学这把钥匙更难于打造。

航天空气动力学是研究航天飞行器飞行时与空气相对运动产生的力、热和其他物理现象的科学。它的使命是提炼航天飞行器飞行过程中出现的空气动力学及其相关问题和解决这些问题的方法及给出相关结果。严格地说，航天飞行器是指其飞行轨道具有穿越大气层的上升段、在大气层外飞行和轨道飞行段以及再入大气层的再入、返回段的飞行器。广义地说，它还包括各种战术导弹和运载火箭。那么，航天空气动力学的研究对象就是这些飞行器。

气动布局或气动构形的选择无疑是航天飞行器设计的首要任务。不同的飞行使命产生众多的气动构形要求，它们与航空飞行器或者飞机主要追求升阻比的构形完全不同。弹道式惯性飞行的无翼构形、大钝头带耳片的飞船返

回舱构形、逃逸飞行器的栅格翼构形、前后翼舵的战术导弹构形、进气道与机身一体化构形以及乘波体构形等等，可谓琳琅满目。航天空气动力学的使命就是选择合理的构形使其与控制、弹道以及精度要求达到最佳的匹配从而具备优良的综合性能。

航天飞行器的飞行过程，特别是再入段，由于飞行器以极高的速度飞行与空气摩擦产生高达数千度的高温，由此产生的“热障”曾一度阻碍了这类飞行器的发展。由空气动力学衍生的气动热力学应运而生。解决热防护的问题固然首先是材料问题，但是材料的烧蚀性能及其烧蚀后的形状变化又极大地影响空气动力性能。被钱学森院长称之为“淮海战役”的我国远程弹道导弹气动防热研究攻关成功地克服了“热障”，返回式卫星和飞船返回舱的成功返回，证明了我国烧蚀防热技术的成熟。

高超声速再入飞行的另一个重要现象是所谓“黑障”。由于再入返回经历高温，飞行器周围空气发生离解，以及烧蚀产物对后体的影响形成一个长长的尾巴，称之为等离子鞘套，它会引起与地面的通信中断。空气动力学家要研究等离子鞘套的形成过程以及采取相应的措施。例如增加亲电子物质等，以减小等离子鞘套，从而减小甚至消除通信中断现象。

还有很多很多空气动力学问题，例如火箭风载、级间分离、动稳定性等等，也被空气动力学家们一一解决。

为确保飞行器的成功飞行，空气动力研究工作浩繁。像法国的“阿丽亚娜”火箭，光是试验研究就选了十多种外形，在 12 座风洞中进行，历时 4 年之久。美国“阿波罗”飞船，动用 46 座风洞，吹风达 10 万小时。我国载人飞船的逃逸飞行器选择了 10 种蜂窝式和 5 种框架式的栅格翼进行了风洞试验，由此可见一斑。

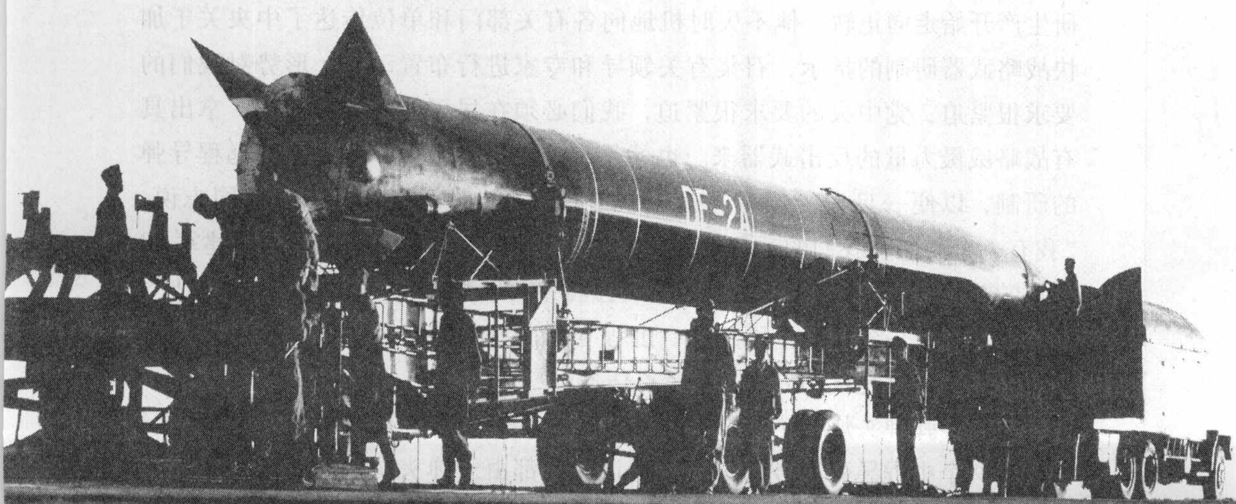
面向未来飞行器的需求，特别是以超声速燃烧冲压发动机为动力的高超声速飞行器，还将有更多的空气动力问题，人们还在谈论和研究克服所谓“高超声障”的问题。

航天空气动力学的发展就是不断打造开启天门钥匙的过程。中国航天空气动力技术研究院就是不断打造通天金钥匙的主体单位之一。

第三章 弹头闯过“火焰山”

远程导弹是打击10000千米以外目标的战略武器。我国在第一代远程导弹的研制中，遇到的一个极大的难题,就是如何让导弹弹头平稳地闯过高温环境。当导弹以极高的速度再入大气层时，弹头周围的空气被突然阻滞，迎风面便形成了一道很强的激波，激波使弹头高速运动产生的动能一下子转变为热能，热能传导到空气中，温度可达8000℃～10000℃，压强高达100多大气压，这就是“气动加热”。这样的热环境简直就是一座火焰山，如果没有保护措施，导弹弹头几秒钟就会化为灰烬。

我国自行研制的第一代远程导弹也遇到了弹头再入大气层时的“火焰山”，钱学森院长倡导的研制远程导弹的“淮海战役”就是弹头闯过“火焰山”的攻坚战。



钱学森倡导“淮海战役”

远程导弹是一个国家国防力量和国际地位的重要标志。20 世纪 60 年代，对于建国不久、面临特殊复杂国际形势的新中国来说，发展远程战略武器，对提高国防能力，应对冷战状态的国际环境，具有非常重要的意义。1965 年我国制订的导弹武器发展规划，已将远程导弹研制提上了议事日程。但 1966 年后的那段特殊历史时期严重地破坏了科研生产的正常秩序，第一代远程导弹的研制进度也受到严重影响，一些关键技术未能及时突破。1974 年以后，全国形势有了好转，远程导弹的研制也逐步走上正轨。为加快研究步伐，对气动防热的关键技术问题组织了全国范围的协同攻关，对这一问题的攻关会战，被誉为第一代远程导弹研制的“淮海战役”。其中弹头再入大气层的防热问题，就是一个典型代表，也是这个淮海战役中开辟的一个重要战场，而本章叙述的试验小分队的研究工作又是其中难以忘怀的一个侧面。

1975 年初，受命于危难之际的张爱萍将军被任命为国防科委主任，对七机部（1965 年国防部五院改制为第七机械工业部，简称七机部）的工作给予了极大的关注。通过深入的调查研究，采取了一系列整顿措施，七机部的科研生产开始走向正轨。他不失时机地向各有关部门和单位传达了中央关于加快战略武器研制的指示，召集有关领导和专家进行布置动员：形势对我们的要求很紧迫，党中央的要求很紧迫，我们必须在尽可能短的时间内，拿出具有战略威慑力量的反击武器来。也就是说，要集中全力，首先抓好远程导弹的研制，以便一旦遭受侵略，有还手之力。关于时间要求，张爱萍同志说：“我有一个心愿，我们的远程导弹，要力争到 1977 年拿出来，作为向建军 50 周年的献礼！”铿锵有力，掷地有声，张将军要求 28 个月拿出远程导弹来！

一声令下，各系统全面起动。远程导弹研制中需要解决的一个突出问题是弹头防热，这是气动界的一项重点任务。

远程导弹弹头烧蚀防热需要解决的问题很多，早在 1969 年冬至 1971 年，我国有两个中程导弹型号的三次飞行试验，都由于弹头防热问题解决不好导

致试验失败。一个型号是端头烧穿，另一型号是天线窗烧坏。远程导弹的热环境比中程导弹严酷得多，弹头防热技术若没有新的突破，远程导弹就不可能研制成功。

当时比较突出的问题至少有以下四个方面。第一，热环境预测，突出的是端头和窗口等局部严重加热部位的热环境和热增量预测；第二，材料与结构设计，重点是严重加热部位，如端头高性能防热材料的研制、应用以及合理的材料匹配设计（如窗口）和热脆性材料热应力破坏问题等；第三，防热设计效果预测和地面考核与评估试验；第四，烧蚀外形变化对气动力特性，特别是飞行稳定性影响的预测与评估。解决这些问题显然不是一两个单位能够完成的，在当时我国技术基础还相当薄弱的条件下，需要组织全国各有关单位，共同完成任务。

1975 年 9 月 10 日，国防科委专门召开了“弹头气动防热”会议，全国高超声速气动防热领域的专家和科技人员聚集一堂，共商弹头气动防热攻关的技术途径。钱学森院长到会做了动员。他指出，远程导弹气动防热是关键问题，要用系统工程的办法来解决。他将这次协同攻关比喻为“淮海战役”，他说：“人生能有几次搏？”号召大家以拼搏精神打好这一仗。

在钱学森的动员和鼓励下，与会人员纷纷献计献策，并进一步明确了攻关的重点。根据以往导弹飞行试验出现的问题，远程导弹首先要解决端头防热材料和端头、窗口防热可靠性的地面试验验证。当时的航天 701 所（中国航天空气动力技术研究院前身，下同）作为航天系统唯一的气动研究单位，义不容辞地同型号单位配合，承担了这一重点问题协同攻关的任务。

试验组联合攻关

为确保远程导弹的研制成功，导弹设计单位除原有七机部系统外，在上海机电二局（上海航天局前身）系统又开辟了第二战场，两家同时进行研制设计，并各有侧重。七机部方面重点研究石墨端头方案，上海方面重点研究碳—碳端头方案。不论哪一家，面临的气动防热试验研究都是一样的，它既包括材料筛选试验，也包括防热可靠性考核试验。开展弹头防热研究，当时

最大的困难是缺乏大尺寸的地面试验设备。早在 1975 年之前，吴承康先生就提出利用现成火箭发动机进行防热试验的设想，这一技术途径得到了弹头气动防热会议的肯定，并且进行了分工。一方面七机部的设计、材料、发动机试验单位等一起利用北京的火箭发动机试车条件，重点研究、考察石墨端头防热方案；另一方面由七机部委托 701 所派出小分队同上海有关单位组成联合烧蚀试验组，利用上海的发动机试车条件，重点研究碳—碳复合材料端头方案和考察天线窗防热方案的可靠性。

小分队其实并不小，701 所先后参加小分队工作的就有包括六个室、处的 37 人，其中有林同骥、吴承康等曾留学美国、苏联的专家 6 人；联合烧蚀试验组虽然叫“组”，但参加单位包括七机部 701 所、703 所、704 所、14 所和 211 厂，上海市新江厂、新中华厂、新新厂、新卫厂、7013 厂、上仪厂，中科院硅酸盐所，国防科委风洞指挥部，共有所、厂级单位 13 个，直接参加试验的就有 100 多人。后来为加强领导，又成立了联合试验领导组，由 701 所庄逢甘所长任组长。庄逢甘所长和硅酸盐所严东生所长（后任中科院常务副院长）都曾亲临试验现场指导工作。

经现场调研和参数计算，联合试验组选择出口直径 0.25 米和出口直径约 1 米的两种型号发动机为主要试验设备，并分别在上海和浙江两个试车台进行试验。

意外的收获

北京组的试验研究很快得到结果，由于热应力破坏问题，石墨端头防热方案被否定。这样就更加重了上海试验组的任务，它必须找出一种可靠的材料用于端头防热。这样，将端头防热材料的选择提到了更突出的地位。

1975 年 11 月和 1976 年 5 月，联合试验组利用 0.25 米发动机进行了两批试验。其中端头材料筛选试验共取用了 7 种材料，做了 8 次试验。试验以比较成熟的模压高硅氧为基础，利用球锥缩比模型对各种端头材料进行了烧蚀、隔热、热结构和热匹配等方面的综合考察。

原定的考察材料除高硅氧外，还有两种石墨和三种碳基复合材料，试验

中途补充了 T－S 防热材料。试验结果表明，T－S 材料的烧蚀性能仅次于某种碳—碳复合材料，而那种烧蚀性能最好的碳—碳材料其生产工艺非常复杂，当时还在试验室做试件研制，根本不可能提供弹头应用。因此，选择实际可用的材料，只能把目光转向 T－S 材料。传热试验结果表明，T－S 材料的隔热性能仅次于高硅氧，远优于其他材料。而且它的成型工艺比较简单，生产周期很短，同时大尺寸试件的性能基本可以保持与小试件相同。于是 T－S 材料就脱颖而出，意外地成为首选端头防热材料。

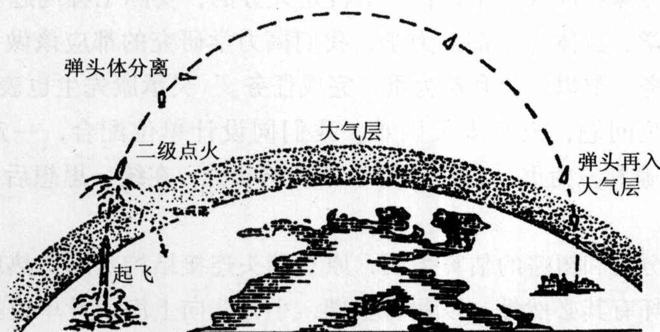
两批端头试验中出现的另一个意外现象是，8 次试验有 6 次发生了由于模型端头与后体连接部位断裂而导致“掉头”。试验模型所采用的端头连接结构同实弹设计完全相同，这就有理由怀疑，实弹的端头连接设计是否可靠。

解决端头连接问题的迫切性摆在了小分队的面前，由于当时国内气动界在防热研究中主要是考虑烧蚀问题，还没有明确的热结构概念，因此，解决端头连接结构问题是不是联合试验组的任务曾有不同意见。在小分队内部会议上，著名专家林同骥先生说：“学科是人分的，实际工程问题本身不分学科，固体力学、流体力学都是力学，我们搞力学研究的都应该做；我们承担的是国家任务，要以国家利益为重，完成任务。”吴承康先生也表示：“从结构设计上解决问题，没有太大困难，我们同设计单位配合，一定能完成任务。”“以国家利益为重”很快成为小分队的共识，在统一思想后，大家投入了新的战斗。

细致的分析和粗略的估算表明，原有端头连接结构是端头热应力集中部位，断裂破坏有其必然性。以此为基础，小分队向上海设计单位提出了有针对性的四项改进设计建议：端头与连杆一体化，减少材料匹配环节；避免应力集中；连接部位留有适当间隙，为热膨胀提供伸缩余地，以便“释放”热应力；在不影响整体性能的条件下，预先制造一个受热后容易破坏的结构，一旦发生热应力破坏，预制结构可首当其冲被破坏，避免有效连接处破坏等。林同骥等还直接参加了修改设计的讨论。最后设计单位巧妙地运用了这些设计思想，高水平地完成了设计任务。意外的收获、意外的发现和一丝不苟的科学精神，取得了可喜的成果。飞行试验成功后，这项设计获得了国家四等发明奖。

端头热结构大考过关

全尺寸T－S端头烧蚀热结构地面考验性试验在直径1米的发动机上进行。为考察地面试验的有效性，试验前先做了模拟能力的计算。热应力来源于温度梯度。飞行条件下，飞行器从稀薄大气进入稠密大气其加热过程是由小到大，逐渐加强的，随着热量的不断传入，端头内部温度也在升高，因此内外温差有一个渐变分布；地面试验时，约3000℃的热气流瞬时加热端头，使其表面温度迅速上升至2000℃以上，而内部还来不及升温，从而会造成大的温度梯度。基于这一原理，地面试验虽达不到飞行时的最高加热环境，但热应力模拟却有可能较好地实现。试验计算结果表明，端头连杆处最大拉力可达飞行条件的70%，而球头中心最大拉应力则接近飞行值。



弹道式导弹发射过程示意图

综合考验试验于1976年10月进行，试验100秒。实测连杆最大位移0.57毫米，远小于2毫米的设计允许值；实测连杆总拉力2942牛顿，理论计算值为4903牛顿，不论实测还是计算，其值都远低于静力试验给出的破坏极限29253牛顿。试验后端头和连杆都保持完整，而且预置的薄弱环节也未破坏。进一步的计算表明，预留热膨胀伸缩间隙的连杆受力可较原设计降低到三分之一以下；而T－S材料端头较特制石墨端头各部位的热应力都要小近两个量级。地面考验性试验和相关计算结果表明，修改设计后的T－S端头及连

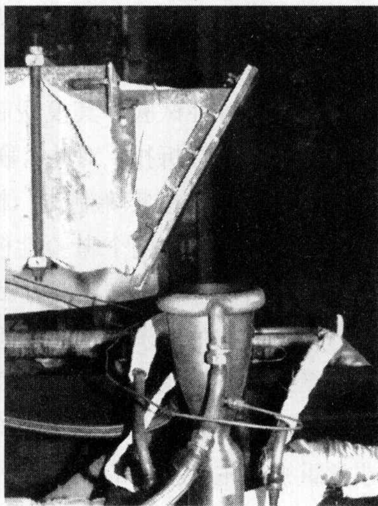
接结构是可靠的，可以提供飞行试验。

试验后，上海机电二局有关负责人约见了小分队队长，在听取了试验结果和结论分析后，明确表示，上海方面的实弹端头就采用提供试验的T-S端头方案。在此期间，庄逢甘所长也向七机部任新民副部长汇报了北京和上海两地的试验结果，促使T-S端头由候补方案升为正式方案。

窗口烧蚀试验喜结硕果

天线窗结构一般是将透波窗口材料安装在导弹大面积防热层上，其烧蚀破坏主要是两种材料烧蚀性能不同，由不同步烧蚀产生的台阶严重加热及安装缝隙易烧穿造成的。风洞测热试验表明，在一定来流条件下，不同的台阶高度，可使局部热流上升几倍、十几倍，甚至更高。那么在实际的窗口材料匹配下，有烧蚀时能形成多高的台阶？局部严重烧蚀到底有多大范围？严重程度怎样？这些就是发动机试验要研究和回答的问题（除发动机试验外，当时没有其他设备能做非驻点烧蚀试验）。

对0.25米直径发动机的缩比窗口模型进行机理与现象研究的试验表明：不同烧蚀性能材料衔接处确实能烧出"台阶"；不同方向的台阶局部严重烧蚀程度不同，以前向台阶最为突出；台阶前严重烧蚀区域不大，最严重位置一般在材料界面缝隙处。这些结果大都同风洞测热结果一致，但有烧蚀存在下，台阶形态则大不一样。由于台阶上的热流成倍提高，因此不论是不同步烧蚀形成的台阶，还是预置台阶，实际上都不能保持陡峭形状，而是变成一个由前到后缓慢升高的"缓坡"台阶。这种缓坡台阶实际相当于一个拐角流动，它的局部加热环境同陡峭台阶相比，要轻得多，相应地局部严重烧蚀程度也要减轻



用于弹头烧蚀试验的发动机

很多。现在看来这是一个极简单的现象，但当时却是一个重要“发现”，而且是一个极其可喜的发现，它使得研究者对台阶以及窗口的防热担心大为减轻。

可喜的定性试验结果还必须进一步提高到定量概念。当时确定的量化模拟指标是当大面积烧蚀量达到飞行计算值时，给出窗口局部严重烧蚀部位的最大烧蚀量。做此试验的困难在于，发动机流场焓值低，不论是延长试验时间，还是加大尖劈模型的楔角，都不能使真实材料达到所需要的烧蚀量。对此，吴承康先生提出，既然台阶现象来自两种材料烧蚀性能之比，我们就可以在烧蚀机理不变的条件下，同时降低两材料的烧蚀性能，而保持其烧蚀率比值不变，从而在低参数的流场条件下进行试验。当时包括窗口在内，典型的防热材料是玻璃钢、高硅氧和石英。它们都是硅基材料，烧蚀机理基本相同，特别是前两种。三者两两相配可以有三对组合，另外又专门制作了几种介于高硅氧和玻璃钢之间的“模拟材料”，若以最易烧的玻璃钢作大面积试件，使之达到要求的烧蚀量，将其他各种材料与之匹配，则可以做出一条局部严重烧蚀对不同材料组合的试验曲线，从而给出有一定定量意义的研究结果。

在窗口缩比模型试验中，窗口的热脆性材料曾多次发生不同程度的破坏现象。而同类模型局部烧蚀的严重程度也不尽相同。这些都同试件材料、缝隙大小、胶接工艺、安装预应力等模型制作过程关系密切。而实弹窗口装配也大都是单件制造，手工操作。这就出现了一个问题：即将进行的1∶1窗口模型的综合考验性试验，其模型制作若不是实弹的生产装配者，那么考验性试验的意义将大打折扣。对此，联合试验组经仔细研究决定：1∶1窗口综合考验性试验模型完全按实弹制作，材料、加工、装配必须完全相同。同时决定试验进行三次，其中两个考验性模型由北京和上海各提供一个，另外一个模型用模拟材料制作，进行研究性试验。

模型制作的要求很简单，但实施起来就不容易了，特别是北京方面。七机部系统的分工很细，要把相关的各种材料、加工、装配、胶接单位和人员统一组织起来制作一个模型，701 所哪有这种能力？问题反映到部里，部领导非常重视。主管技术的任新民和主管计划调度的程连昌两位副部长共同主持了一次协调会，召集所有相关院、所、厂的领导和技术负责人，进行了周密的安排布置和分工。最后在规定时间里，完全按要求制作出了试验模型。

1976 年 11 月 ~ 12 月，窗口综合考验性试验在直径 1 米的发动机上进行。100 秒烧蚀后，两个实物窗口保持完好，通过了试验考验。稍后进行的模拟材料试验，完全实现了预期的结果。在保证大面积有足够烧蚀量条件下，利用试验数据绘制了窗口前台阶阶前沟深度、严重烧蚀区范围和台阶前缘倾角三个试验量随不同材料匹配变化的试验曲线。并由此得出窗口严重烧蚀量的可能值和极限值都小于窗口设计的允许烧蚀量。

根据以上试验结果，得出了导弹窗口防热设计基本可靠的结论。

为“淮海战役”的胜利作出贡献

1977 年 2 月，联合试验组报告了以上两方面的研究结果。在审查了各方面的工作后，上级做出了可以进行飞行试验的结论。

1977 年内，上海方面进行了两次以考验弹头防热为主要目的的低弹道飞行试验，获得圆满成功。使导弹弹头平稳地闯过“火焰山”，准确完好地落地，初步实现了张爱萍将军在建军 50 周年拿出远程导弹来的心愿。

701 所小分队在这一年多的工作里不仅完成了导弹防热方面的研究试验任务，而且在试验技术方面也取得了丰硕的成果。主要有：

- 开辟了我国燃气流气动热试验研究的新领域，同时为后来建设专用燃气流试验设备打下基础；
- 在国内首次进行了系统的飞行器热结构试验研究，它包括热脆性材料热应力、防热层隔热、缝隙密封、材料烧蚀匹配与热匹配、结构设计考验等多方面研究内容；
- 首次进行了较全面的非驻点烧蚀试验研究，除窗口等局部烧蚀外，还包括大面积烧蚀图像、“颈缩”现象和底部烧蚀研究等；
- 在气动热试验研究中，有益地实践了理论计算和试验研究相结合的技术途径，这阶段试验中同时进行的计算工作包括流场参数计算、模型表面参数计算、烧蚀计算和热应力计算等；
- 建立了气动热试验配套的测试系统，它包括压力、热流、表面温度、内部温度、气流温度、烧蚀量（传感器方式）、烧蚀外形、应变、位移、

定时照相、电影记录等；

- 针对燃气成分不同于空气的特点，在重点试验项目中，开展了试验模拟理论的研究。

通过第一代远程导弹弹头防热攻关，证明了燃气流（火箭发动机排气流）试验的有效性，证明了大尺度模型试验的实用性。1997 年 2 月，701 所又提出了建设气动热试验专用燃气流设备的设想，并得到了专家们的赞同。随后在各有关单位的配合下，建造了以液氧/煤油为燃料的大型燃气流试验设备 R1（气流功率达 92MW），并成功用于以后型号的烧蚀热结构试验。

试验小分队的工作只是这场“淮海战役”的一个组成部分，它对弹头防热材料和天线窗防热方案的研究成果，为整个“淮海战役”的胜利作出了重要贡献。

从 1975 年至 1999 年的 15 年间，在远程导弹弹头气动力学、气动热力学和气动物理研究的协作攻关中，我国科学工作者进行了高超声速空气动力学领域广泛的研究工作，集中了国内气动研究、设计试验的雄厚力量，利用国内高超声速地面试验的全部设备，通过理论分析、地面模拟和飞行试验三大手段相结合的方法，进行联合攻关，突破了“热障”关，解决了气动外形设计、再入飞行稳定性问题。进行再入通信中断研究，取得了再入物理现象和抗粒子侵蚀等一系列研究成果，为第一代远程导弹弹头的研制成功作出了重要贡献，为第二代导弹的研制打下了坚实的基础。在长期的共同攻关中，参与会战的同志群策群力、密切配合，形成了横向联合的协作网，互相学习，共同提高，生动地体现了“大力协同”的航天精神。在当时困难的条件下，大家自己动手创造试验条件，共同切磋测试技术，交流研究成果，在地面模拟试验、工程分析和数值计算等方面，都取得了重要成果。这种不畏艰险、勇于攀登、团结协作的精神，不仅激励着那个年代的航天科研人员，也对后来的年轻人产生着深远的影响。

第四章

攻破“黑障”，巧用隐身

神舟飞船载人发射成功后，社会公众都知道了一个时髦的词——“黑障”，那是航天员从太空返回时经历的“通信中断”、“与世隔绝”的特殊时段，这是在高温下空气离解形成一个所谓“等离子鞘套”所致。不只飞船，导弹、火箭、人造卫星都可能经历这十几分钟的考验。黑障造成了通信中断，对天地间的联系不利，但同是基于等离子体的隐身技术却是迷惑敌人的法宝。中国航天空气动力技术研究院的研究人员从上个世纪80年代就在研究这种现象，从理论研究、风洞试验和数值计算等方面攻克难关，不但把不利的“黑障”压缩到最短时间，而且又像孙悟空一样，利用这个“隐身术”迷惑敌人，克敌制胜。

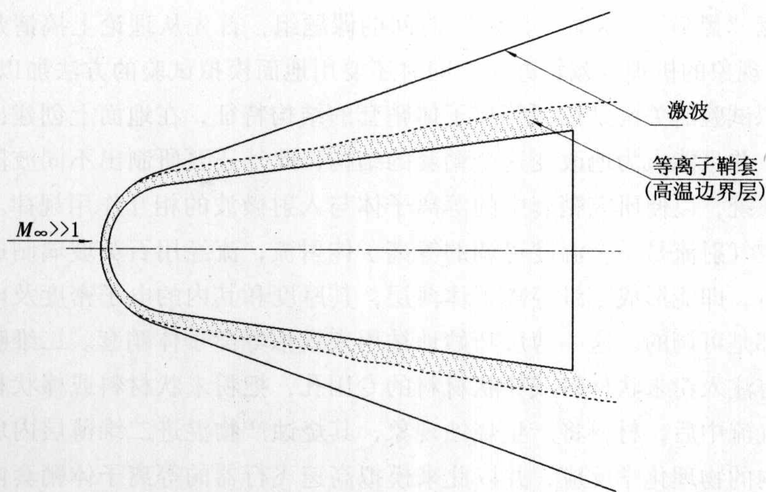


什么是“黑障”

孙悟空有“隐身术”，任天神有再大的神通，想穿过悟空的“隐身术”去捉他，却不知他躲在哪里；而悟空凭借“隐身术”在诸神面前嬉笑顽皮地飘过，却无人知晓。在航天领域也有一种“隐身术”，那就是“黑障”。当高速飞行的航天器穿过大气层时，“黑障”裹挟着它，我们必须穿过“黑障”，尽快找到它。同时，我们还可以巧妙地利用“黑障”，把飞行器隐藏起来，让敌方无法发现。中国航天空气动力技术研究院通过20余年的研究、试验，为导弹、火箭、卫星和飞船的成功研制提供了可靠的依据。

神舟飞船返回地球时，有一段时间是被大火球包裹住的，这时航天员与地面的通信联系中断了将近12分钟，这就是所谓的“通信中断”现象，也称为“黑障”。实际上物体在大气层中高超声速飞行时，由于激波和附面层黏性的作用，物体周围的空气被剧烈加热，同时飞行体部分表面的防热材料也被烧蚀，这时高温空气和防热材料的烧蚀产物混合在一起，产生了一系列的化学反应，部分气体分子产生离解，生成自由电子和相应的正离子，这种具有相同数量的电子和离子以及其他粒子组成的系统称为“等离子体”，在飞行过程中，等离子体包裹住飞行体而形成等离子体鞘套，这个鞘套的重要物理特性之一，就是对于在其内传输的微波信号产生吸收、反射等现象。这是由于等离子体中的带电粒子与微波的电磁场相互作用的结果，这种作用耗散了微波信号的部分能量，降低了微波的穿透率，对于某一波段的微波信号，当鞘套中的电子密度达到某一数值后，微波的穿透率将变为零，这就是通信中断现象，又称“黑障”。“黑障”是继高速飞行所引发的“音障”和“热障”后的又一障碍。对于任何飞行器，包括航天飞机、火箭、导弹、人造飞船，人们都希望实时了解飞行器的状况，以便实时监控，通信中断现象就是一个必须尽力克服的问题。例如载人飞船再入大气层时，人们希望尽快与航天员取得联系，以便天、地配合，保证指挥控制系统正常工作，使飞船准确地降落在预定地点。又如，新型武器定型前的试飞结果是判断该型号是否达到设计指标的最重要的依据，人们希望了解试飞过程中的一切信息，这些信息是通

过安装在飞行体上的各类传感器获得的。通信中断现象使指挥者在最关键的时刻与飞行体失去了联系，因为通信中断最严重的时刻恰恰是飞行环境最恶劣的时刻。为了及时了解尽可能多的飞行状态参数，研究人员应想办法尽力压缩或消除“黑障”时间。20 世纪 80 年代初，由于某型号研制的需要，科研人员发起了一个攻克“黑障”的战役，国内的众多专家学者花费了大量的人力、物力、财力，最终达到了控制“黑障”现象的目的，圆满地完成了任务。



高超声速飞行器等离子体鞘套示意图

产生黑障的根本原因是等离子体鞘套中的自由电子的存在，要想压缩黑障时间，方法之一是降低自由电子的浓度，因为等离子体鞘套是高温空气和来自飞行器防热材料的烧蚀产物的混合物，就是利用这种现象，人们找到了控制鞘套中电子密度的工程方法。

理论和实践都表明，在众多元素中，碱金属原子中的电子离解成自由电子所需的能量较其他材料少一些，因此降低鞘套中电子浓度的第一个办法应是尽力减少防热材料中的碱金属含量。当今的中远程导弹的防热材料大都是非金属的复合材料，这就要求在生产和加工防热材料的过程中，严控碱金属对材料的污染。理论和试验还证明，有一些非金属材料具有亲电子性能，即

能够吸附一些电子，如氮化硼等材料就具有亲电子性能，若能在防热材料中掺加一些这类材料，随着烧蚀产物进入等离子体鞘套后，就有可能降低其中的自由电子浓度。

压缩“黑障”的艰难探索

中国航天空气动力技术研究院自20世纪80年代初开始，就专门组建了研究攻克“黑障”、压缩“黑障”时间的课题组，首先从理论上搞清楚产生“黑障”现象的机理及减轻办法，同时还要用地面模拟试验的方法加以验证。地面模拟试验的关键是按照等离子体鞘套的结构特征，在地面上创建出这个鞘套来，并且能人为地改变这个鞘套的结构，此外还要研制出不同波段的微波测试系统，以便研究鞘套中的等离子体与入射微波的相互作用规律。电弧加热的空气射流是一个温度可调的等离子体射流，流经用石英玻璃制成的二维喷管后，即能形成二维等离子体薄层，其厚度和其内的电子密度及电子密度梯度都是可调的，这一薄层巧妙地被用来模拟等离子体鞘套。二维喷管的前面装有注入粉末状材料或棒状材料的专用孔，把粉末状材料或棒状材料放入高温气流中后，材料将产生烧蚀现象，其烧蚀产物混进二维薄层内后将参与薄层内的物理化学反应，并以此来模拟高速飞行器的等离子体鞘套内的真实情况，微波测试系统实时地记录下鞘套对微波传输信号的影响，并推论出烧蚀产物增减电子的效果。

试验设备和测试系统建立起来后，就烧蚀产物对鞘套内电子密度的影响问题，对几十种材料进行了定量的研究，试验分为两种类型，一类是定量研究碱金属的增电子效果，另一类是通过试验寻找减电子效果最好的材料。两类试验是交替进行的，因为设备和测试系统很灵敏，一有烧蚀产物注入鞘套，测试信号就会立即发生相应的变化。试验的原始记录和结果分析都随时报告给型号部门。就压缩黑障时间而言，型号部门对防热材料内掺杂亲电子材料并不满意，因为防热材料中掺进一些亲电子材料，理论上讲是可以压缩黑障时间的，但加工工艺却十分复杂而困难。例如真实导弹的防热材料往往需要经过高温处理，在高温处理的过程中，掺杂进去的亲电子材料可能会被烧掉

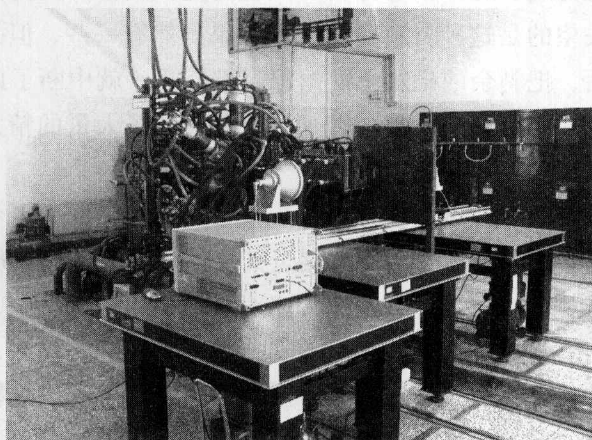
而达不到减电子效果，若为了照顾亲电子材料而改变工艺则有可能会影响防热材料的根本功能——防热效果。那么有没有一种材料既能忍受一定的高温而又有明显的减电子效果呢？科研人员在这方面也做了大量的工作，有一天总体所的一位同志发现，国外文献上曾介绍过氧化砷具有较好的减电子性能。氧化砷，俗名砒霜，是剧毒物质，致死量是30毫克。尽管如此，听到这个消息大家仍然十分高兴。不入虎穴焉得虎子。为了压缩黑障时间，再大的风险，再大的困难也要闯一闯。经过公安部门批准，科研人员派专人专车去专门地点买到了几十克砒霜。回来一看，砒霜的颗粒太大，必须碾压成粉末后才能使用，为了最大限度地降低风险，课题负责人让其他人员都离开现场，自己一个人带上手套和口罩，打开了窗户，把砒霜摊在干净的木板上，再用干净的木槌，慢慢地把大颗粒砒霜打碎成粉末，再用细筛筛过后装瓶，送到设备间放到专用的送料器内。这些都是手工操作，飞尘飘扬是无法避免的。谁不知道少量砒霜进入人体后是什么结果？但是，为了早日攻破难关，也顾不得那么多了。他们想方设法使真正进入体内的砒霜量不超过致死量就算安全了。

在试验过程中，混有未完全燃烧的烧蚀产物散落在试验室的各个角落，厂房受到了严重的污染，每个人都处于危险的环境中。但为了航天事业的发展，课题组的每一个成员都坚守在自己的岗位上认真地操作。连续进行了三次试验，圆满地完成了这一剧毒材料的试验研究。试验的重复性和稳定性都很好，但令人失望的是这种材料的减电子效果虽然有一些，但并不理想。与型号部门商量后，把剩余的砒霜上交给保卫部门后，就中断了此种材料的试验研究工作。这可能是科学研究的普遍现象，花费了大量的精力，冒了很大的风险却未被采用。

除了砒霜材料的试验过程使人难以忘怀外，还有一件事更令人难忘。有一天，型号部门送来一种材料，要求测量其烧蚀产物对鞘套内电子密度的影响。试验工作从早晨8点开始，按照程序对设备及水、气、电、测量、控制等系统进行了认真的检查，这些工作直到晚上8点才准备就绪，连续做了三次，结果重复性很好。但现象很奇怪，当材料的烧蚀产物混进鞘套时，实时检测的微波信号的穿透率没有任何变化。可是两年多的试验经验表明，一旦有材料的烧蚀产物混进鞘套内，微波穿透率或变大或变小，总是有变化的，为什么这一次却没有反应呢？大家不约而同地认为微波测试系统可能出了问

题。但是对微波测试系统进行详细标校和检查后，却没有找到任何可疑之处。此时已是深夜12点了，大家连续工作了16个小时，已是精疲力尽。决定下班，明天上午8点接着干。课题负责人和大家一样拖着疲惫的身躯回到了家里，但是难以入睡，思前想后，觉得此次试验不应该出问题，但为什么测试信号没有反应呢？想呀想，突然随口说出了“这种材料的烧蚀产物对等离子体鞘套无影响”的话，仔细推敲，越发觉得这是一个正确的结论。有了这一想法当然这一夜就更无法入睡了。第二天早晨一上班，他把这一结论告诉了型号部门，型号部门立即派人前来参加试验，当面验证这一结论的可信性。通过几次重复性的试验，大家一致认为这一结论是可信的。型号部门认为这一结论是非常有价值的结果，因为这种材料不仅是一种最先进的防热材料，而且具有一定的清洗功能，其清洗的工序不影响材料的性能，具有工程的实用价值。这一结论最终被型号部门采用，并被写进了某重点型号的生产工序中去了。

“黑障”虽未被彻底消除，但采用此种工艺过程，使攻克“黑障”取得了阶段性胜利，“黑障”时间已被压缩到可以接受的程度了。该课题的试验方法和试验结果为型号研制作出了贡献，并获得了1991年度部级科技进步一等奖。



等离子鞘套模拟试验设备

利用"黑障"迷惑敌人

世间万物都具有两重性，"黑障"也是如此。形成"黑障"的等离子体鞘套对微波信号的吸收和反射现象对于通信联络而言是一件坏事，但如果巧妙地利用"黑障"，却可以用"隐身术"把自己包裹起来，搅乱敌人的视听，起到意想不到的作用。

现代的高速飞行器若穿上一件合适的等离子体鞘套，该鞘套能全部吸收某波段的雷达信号而基本上不让该信号反射回去，使号称"千里眼"的雷达看不到这个飞行器，这就是当今各军事强国正致力于发展的"等离子体隐身术"。此项工程的关键技术之一是研制出一个高性能的等离子体发生器，该发生器使用少量材料，消耗少量能量便能产生足够多的自由电子。同时再使用特殊的手段让这些含有自由电子的等离子体把高速飞行器包裹起来，形成等离子体鞘套，这一鞘套内的参数应是可调变的，使其对某些波段的雷达信号全吸收或散射，雷达的视觉主要依靠对反射波的测量，若鞘套使反射波的比例降至最低程度，雷达就失灵了，这个飞行器对于这一波段的雷达就达到了隐身作用。对于低速飞行器，人们可直接在其表面涂上一层吸波材料而使雷达失灵，但对于高超声速飞行器，因其表面要被高温气体包裹，一般的吸波涂层就无法生存了。

等离子体与微波的相互作用规律的另一个用途就是诱饵技术。诱饵是与真弹头一起飞行的假弹头，它在质量上和体积上都比真弹头小得多。为了以假乱真，诱饵的制造材料通常是含有大量的碱金属的复合材料，很少的烧蚀量就能产生足够多的自由电子。对于敌方雷达而言，诱饵因为其鞘套内的电子密度大并且拖有一个和真弹头差不多大小的尾巴，使雷达的反射信号和真实弹头一样，这就使敌方雷达难以区别真假，从而降低了真实弹头被拦截的可能性，这就是诱饵的功能。制造诱饵的关键技术之一是诱饵材料的研制，它不仅要以小的烧蚀量产生较多的电子，而且还要有一定的抗烧蚀性能，既不能烧得太快，也不能太慢，烧蚀速率要恰到好处，使之产生电子的浓度与真弹头一样，而且还要存活尽可能长的时间，以便为真弹头保驾护航的时间

和路程更长些。

人们也在想方设法给真弹头穿上一件由亲电子材料做成的外罩，在弹道的一定范围内，亲电子外罩的烧蚀将改变真弹头的等离子体鞘套及尾迹的电子密度。对于雷达而言，就等于改变了该飞行体的特征，真弹头有可能被认为是假弹头。真可谓“真变假来假变真，真真假假迷惑人，变来变去无穷尽，攻防高招各自深”。

第五章

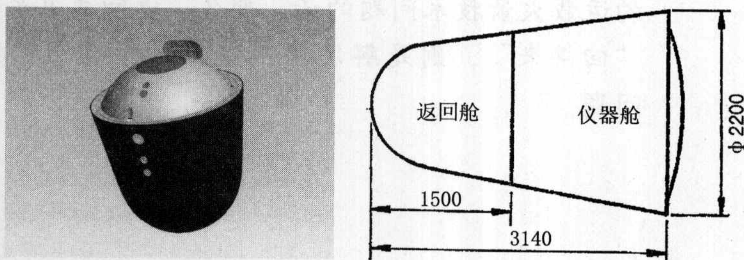
卫星防热首立奇功

1975年11月29日，一个十分普通的日子。然而，在中国航天史上却发生了一件十分不平常的事情，引起了世人的注目。这一天，我国自行研制的第一颗返回式遥感卫星成功返回地面。它表明中国在飞行器再入大气层返回地面的回收技术上进入了世界先进行列。如果说，我国的第一颗人造卫星“东方红一号”得以“飞出去”，是解决了具有足够推力的运载火箭技术问题的话，那么，返回式卫星得以“回得来”，则是解决了卫星再入大气层的防热问题。



为卫星防热设计提供依据

我国第一颗返回式遥感卫星是一种低轨道，三轴稳定，返回舱可安全回收的卫星，它的外形为半锥角为10°的球冠/圆台组合体，顶部最大直径为2.2米，总长为3.14米，卫星分为仪器舱和返回舱两个舱段，卫星在轨道上完成预定的任务后，返回舱和仪器舱分离。返回舱在制动火箭的作用下脱离原来的运行轨道，进入大气层，并安全返回地面，同弹头再入时的热防护一样，卫星能否安全返回地面，一个关键技术是返回式卫星的热防护。美国在研制



中国第一颗返回式遥感卫星外形图

返回式卫星的初期，其热防护方案是沿用再入弹头的方案，但后来他们发现由于再入卫星与再入弹头热环境有很大的差别，再入弹头是高压、高焓、高热流，但再入卫星是低压、高焓、低热流，弹头在其再入热环境下，表面温度高，烧蚀量亦大，由于再入时间短（20~30秒）虽然烧蚀量大，但防热层背面温度并不高；卫星再入虽然热流密度低，表面温度不高，但加热时间长，不仅隔热问题很突出，而且由于弹头防热材料——玻璃酚醛在温度不高时不能发挥其烧蚀吸热的优点，热防护效率明显不高。为此，美国在分析再入卫星的热防护机理时，有一个重大的发现，即在高焓、低热流的热环境下，利用热解气体的热阻塞效应，可以明显提高热防护性能。基于这种情况，他们在第二代再入卫星与再入飞船的热防护设计中，已不采取再入弹头的热防护，

而是新研制了碳化烧蚀材料，即高密度的尼龙酚醛复合材料与低密度的蜂窝结构充填有机硅或酚醛小球加石英纤维。

我国在进行返回式卫星防热方案设计时，采取了吸取外国经验走自己路的设计思想。

一个设计方案的出台，需要有可靠的科学依据，它必须有大量的科学研究实践才能得到正确的认识，热防护地面模拟试验是返回式卫星热防护设计与考核的主要依据之一。为此，中国航天空气动力技术研究院从三个方面进行了试验设备和测试手段的创建与改进。

1. 建造高焓低热流电弧风洞，试验参数满足卫星地面热环境模拟要求。

2. 在国内首先制造了高精度低热流传感器，满足低热流密度的测试要求，提出稳态三维塞式热流计的新构思，它的原理是根据一维热传导原理，敏感元件采用铜—康铜—铜三段扩散焊成一个圆柱体，组成两个面接触的热电偶，通过测量康铜片两端的温差和康铜片的厚度来确定热流，此法的优点是测量参数少，带来的误差小。

3. 提出烧蚀热效率 Eeff 来表征防热材料的热防护性能，它的定义为：当模型背面温升达到 100K 时，总加热量与材料面密度之比，这个参数能较好地表征高焓低热流环境的防热性能特征。在高焓低热流条件下，材料烧蚀后退量是次要的，而背面温升是主要的性能参数，采用圆柱体模型能较好地确定这个性能参数。

在返回式卫星热防护设计过程中，热防护材料的选择是非常关键的问题。在几种候选材料的筛选试验中，我们发现尼龙/酚醛复合材料有最好的热防护性能，但是当温度降低至 -40℃时，由于尼龙/酚醛与金属结构件的热膨胀系数差异过大，会引起星体头部防热层脱落。如何找到一个防热性能与尼龙/酚醛相同，且与金属结构件有良好的热配性能的材料呢？中国航天空气动力技术研究院与卫星总体设计部、材料研究所联合攻关，经过几个月的努力，又选定了一种碳化复合材料作为返回式卫星头部的热防护，并经过电弧风洞试验取得了一批有说服力的地面试验数据，保证了返回式卫星的研制需要。第一颗返回式卫星成功回收后，设计人员发现采用钼合金为热防护材料的卫星裙部被烧坏了。钼合金耐高温且表面辐射系数高，具有良好的辐射散热性能，但是它仍然被烧坏了，于是，设计人员决定卫星的裙部热防护亦采用烧蚀防

热方案，用这种碳化复合材料取代铝合金。研制部门要求研究院在第二颗卫星发射前，提供全套的热防护性能的试验数据。此时正值1976年唐山大地震，在余震不断的情况下，研究院科技人员抢时间、保进度，按时为返回式卫星提供了技术保障。

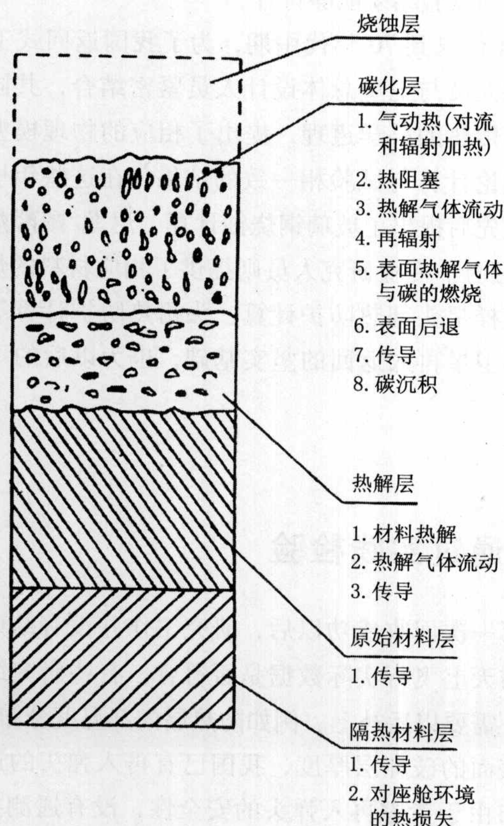
冰冻三尺非一日之寒

俗话说，冰冻三尺非一日之寒，返回式卫星防热材料的选择过程，就是最好的佐证，它的成功，蕴藏着设计人员和专业研究人员多年探索的无限艰辛和巨大努力。

返回式卫星的防热材料曾经历三次变化，第一次是方案阶段前，选择玻璃/酚醛复合材料；第二次是经材料筛选试验后，选为尼龙/酚醛复合材料；第三次是经热结构交变试验后，发现尼龙/酚醛材料与结构材料的热匹配性能差，加热和冷却变形太大，最终选定了这种碳化复合材料。虽然防热材料换了三次，但其热防护机理是共性的，由于热流密度低，烧蚀速度很小，因此主要吸热机制是热解气体进入边界层的热阻塞效应，即由于热解气体进入边界层降低气动加热，其表征量为质量引射因子，沿轨道计算表明最小为0.2，即有质量引射的热流仅为无质量引射热流的0.2倍，亦即80%的热流被质量引射所带走。理论计算表明，热解气体引起的质量引射的冷却机制，是再入卫星的主要防护机理，它是与再入弹头以二氧化硅蒸发吸热为主要热防护机制不一样的。因此要准确预测再入卫星的热防护性能，必须算准热解气体流率。

如何算准热解气体质量流率？我们根据烧蚀后材料表面与内部质量变化的特性，建立了三层物理模型。第一层是碳化层；当温度在800K以上时，材料已热解完，分解区即材料热解区主要出现材料的热解反应，视为第二层；第三层为原始材料层，即材料没有出现任何化学反应。这三层模型基本反应了碳化材料在加热过程中的物化特性，有了物理模型，还需要进行材料物化性能的科学测定，当时遇到碳化层导热系数的测定和材料热解率测定这样两个难点。要解决如何形成碳化层，有两种方法，一种是稳态碳化层法，即在

惰性气体中加热，但这种方法由于加热时间长，碳化层被破坏，无法制成测样试件；另一种，取电弧加热器试验后的碳化层模型，此法接近实际，但测试样品的尺寸，由于材料加热收缩，不易保证。最后采取了第二种方法。材料的热解率当时可用热重分析仪测定，但由于加热时间过长与实际飞行结果差距太大，科技人员分析热解速率曲线后，发现它随温度变化接近常数，只要热解的起始温度和中止温度确定，原始材料和碳化层密度已知，热解区内的密度变化就可知道，对密度求时间的偏导数也可得到，因而材料热解率便可确定。



三层物理模型

数值模拟遇到的难点是初始热解层和碳化层厚度的选取，因为在表面温度低于热解温度前，材料并没有热解层和碳化层，因此需要假定一个热解层和碳化层的初始厚度，这与实际的热解层和碳化层的连续生成是有差别的，但数学处理又需要做这些假定，因此初始厚度的假定既要满足数学处理（即生成热解层和碳化层的初始网格）的需要，又不要影响计算结果的真实性。选择大的初始厚度，在进入热解层和碳化层的计算容易进行下去，但计算结果容易失真，如选择小的初始厚度，虽然容易保持真实性，但计算往往中断，无法进行下去。最后选择了厚度为 0.2 ~0.5 毫米的热解层和碳化层，计算可不中断进行下去，与试验结果能够符合。

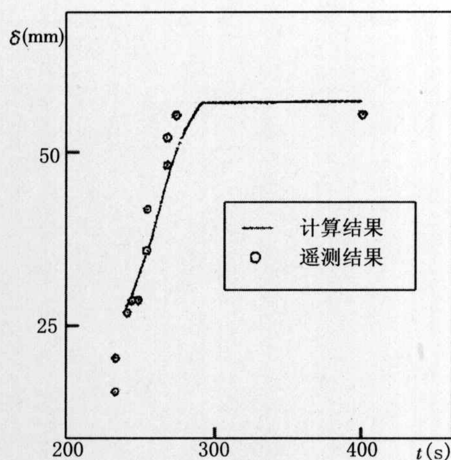
从上世纪 60 年代末到 70 年代中期，为了我国返回式卫星的研制，气动热力学的专业研究人员与卫星总体设计人员紧密结合，共同切磋，逐步认清了热解反应和内部传热的科学道理，提出了相应的物理模型，探寻了解决办法，最终得到了理论计算与试验相一致的结果。在这些年里，卫星总体设计部以任务书的方式先后提出了玻璃钢烧蚀计算、尼龙/酚醛烧蚀计算以及涤纶/酚醛烧蚀计算等任务。专业研究人员则提供了相应材料的烧蚀计算结果，提供了返回式卫星正样星头部热防护计算、头裙热防护计算等研究报告，共同的研究成果奠定了卫星再入返回的坚实基础，也为以后的飞船再入提供了一定的技术积累。

研究成果通过实践检验

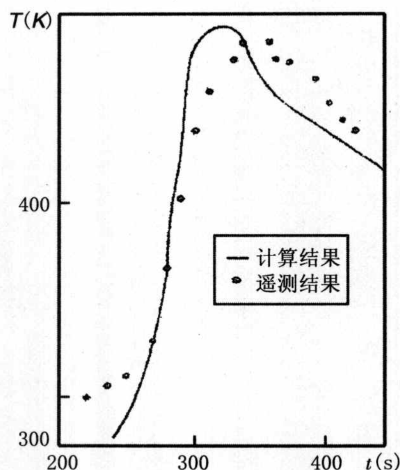
返回式卫星第一次回收成功以后，研究工作并没有结束。一个重要的问题是，研究成果与天上飞行实际数据是否符合，有些研究结果由于首飞时未能安排遥测试验，需要以后补上。例如防热层内部温度分布就属于这种情况。

关于飞行器表面的破坏层厚度，我国已有再入弹头的遥测结果，但防热层内部的温度分布由于考虑再入弹头的安全性，没有遥测数据。诚然，地面试验可以获得一些数据，但地面试验是在定态热环境测量的，并不能完全反映飞行轨道变化的热环境的温度变化规律。因此，能得到防热层温度分布的遥测结果，不仅对验证防热材料的热防护性能有重要价值，而且对分析地面

试验的测量结果如何应用到飞行轨道更有现实意义。后来，设计部门在第三颗返回式卫星中安排了若干内部温度的测点，获得了飞行过程中各测点的温度变化数据。返回式卫星防热层内温度分布遥测结果的获取对热防护设计人员、理论和试验研究人员是一个巨大的鼓舞，人们可从获取的数据中检验自己的工作是否符合实际飞行的要求，并从中提高对热防护机理的认识，提高对防热层内传导规律的认识，特别是对防热层有热解气体注入边界层的传导规律的认识。利用获取的飞行试验遥测结果，科技人员与飞行前的预测结果作了比较。结果，预测的内部温度分布与飞行遥测结果是相符的。



碳化层厚度计算与遥测结果的比较

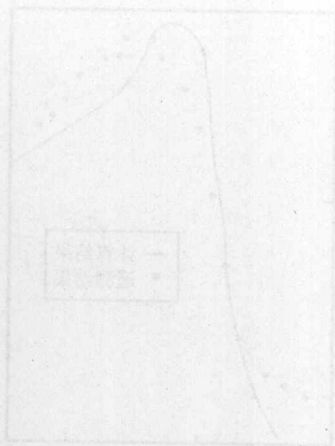


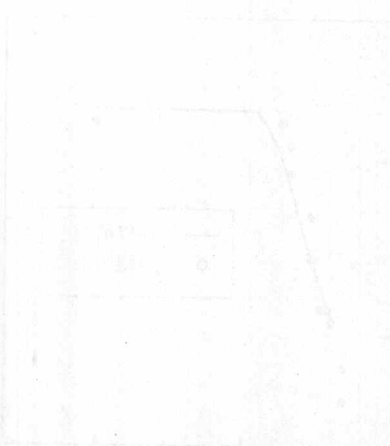
内部温度随时间变化曲线

1980 年 5 月 3 日，卫星设计部门交给热防护设计人员、理论和试验研究人员一份使用意见书，意见书上说："在返回式卫星再入舱的设计阶段，国内没有低温碳化烧蚀材料的分析计算方法。由于贵单位提供了有效的计算方法，为返回式卫星的安全回收解决了技术关键。通过飞行试验，用贵单位所提供的计算方法进行设计，其计算结果与遥测数据一致。实践证明，贵单位提供的低温碳化烧蚀材料分析计算为国内首例。"

此项研究成果得到了卫星设计部门和上级机关的充分肯定，获得了 1979 年国防科工委成果二等奖，使参研人员受到了极大的鼓舞。以此研究成果为主要内容的论文在美国 1979 年的航空航天学会（AIAA）年会上发表，引起

了与会者的高度关注。有学者评价说：“中国再入卫星防热不采用弹头防热途径，而采用低温碳化材料，说明中国已掌握再入卫星热防护机理，中国再入飞船的热防护技术很快就可突破。”当地电视台还对中国代表在大会上的发言作了报导，这是中国改革开放以后最早走出国门的航天人争得的荣誉。





第六章

飞天路上的空气动力

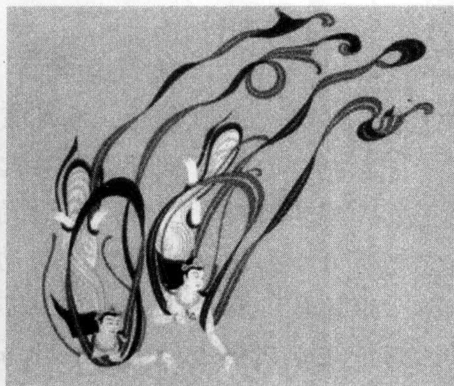
你见过敦煌壁画里的飞天吗？她们轻盈飘渺、凌空荡逸的美妙形象令无数的人为之倾倒。千百年来，她们承载着人类遨游太空的幻想，在西部大漠的佛窟里挥洒着生生不息的期盼。

一千多年过去了，当空气动力学家看见敦煌壁画里"伎乐天"的飞天形象时，竟然发现与他们在试验室里进行有迎角的三角翼背风面卷起涡迹试验时得到的空气流线图不谋而合。难道当时的画匠就有如此高深的空气动力学知识，懂得飘带飘动中的尾涡卷动吗？而今，中国航天员飞上了太空，不过他们不是靠飘带飞，而是乘坐飞船遨游太空。你知道吗——载人航天工程首先碰到的关键技术就是空气动力学问题。



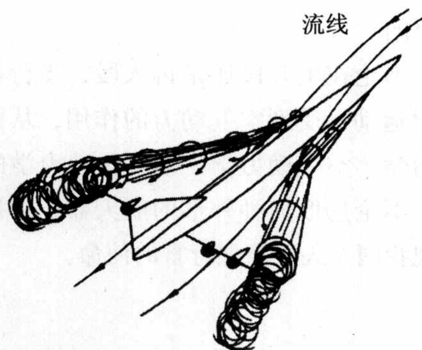
飞天之路

敦煌佛窟壁画“伎乐天”的飞天形象是我们的祖先千百年来向往遨游太空的幻想。飞天，人类一直在不断追求、创造，试图实现梦想，曾有勇敢的先驱者自制一对翅膀试图飞向天空，但是没有成功。



敦煌佛窟中的飞天

直至1903年，美国的莱特兄弟乘着自制的飞机离开地面，实现了人类第一次成功的飞行。这架飞机的飞行速度是很低的，随着空气动力学与航空技术的飞速发展，人们希望在飞天之路上飞得更高、飞得更快、飞得更远。因此，人们开始了超声速旅客机的设计与研制工作，上世纪60年代在协和式超声速旅客机模型的风洞试验中发现了在其三角翼后缘卷起了两道旋涡，同时空气动力学的理论计算研究人员用数值计算方法绘制了一幅三角翼脱体涡的空气流线的流谱，它与“伎乐天”的美女飞天飘带何等相似啊！科学家们就是利用这种“美丽”的脱体涡原理，制造出了巡航速度达到两倍声速的“协和”超声速旅客机。之后又相继诞生了图－144超声速客机和B－1超声速轰炸机等飞得很快很远的飞机。而人类并不满足于用飞机在地球周围的大气层中飞行，还想飞离地球，飞向太空。终于在1957年，苏联航天员加加林飞向太空，成为世界上第一名乘飞船飞离地球的人……



双三角翼的尾涡

三角翼背风面卷起的涡迹

更让中国人高兴的是2003年10月15日，中国航天员杨利伟乘坐神舟五号飞船飞往太空，在距地球340千米的空间绕地球飞行了14圈之后，飞船乘着大降落伞返回地球，平安地降落在内蒙古中部的预定回收区，圆了敦煌壁画中古人千百年的飞天梦想。

在上世纪80年代后期，中国航天人描绘着中国的载人航天之路。国际上已经成功的载人航天飞行器有两种，那就是航天飞机和飞船。中国走哪一条路，引起了航天专家的热烈争论。在那段令人难忘的日子里，空气动力学研究工作者十分振奋，他们日以继夜地搜集这两种外形的航天器的空气动力资料，进行研究对比和分析。

航天飞机的外形像飞机，由机身、机翼、尾翼和一些控制舵面，如副翼、襟翼、水平舵、垂直舵和控制姿态的发动机组构成，它由火箭与助推器送上太空。

飞船是无翼的大钝头旋成体，虽然也有局部的不对称凸起物，但总的气动外形比较简单。在飞离地球的上升段，飞船被整流罩包裹住，人们看不到它的外貌。它由火箭与助推器提供推力，产生向上的加速度，离开地球飞向太空。

航天飞机返回地面时，依靠翼的舵面及姿态控制发动机产生的空气动力，操纵飞行轨道返回。而飞船返回时，返回舱大钝头要转向迎风面，依靠大气阻力减速，利用姿态控制发动机控制飞行姿态与飞行轨迹。在接近地球10千

米高度，飞行速度已低于声速，从飞船上释放一组降落伞，进一步减速，以达到安全降落地面的目的。

在飞行的过程中，不论在上升段还是再入段，飞行器在大气中飞行，必然与空气之间产生相对运动，受到空气动力的作用，从而决定了飞行器的飞行特性。因此，飞行力学、空气动力学、空气热动力学的研究确定了飞船的飞行轨迹与飞行规律。不论选取何种外形的航天器，都预示着航天空气动力学研究工作肩负着实现我国飞天之路先行官的使命。

万无一失

经过多次讨论论证之后，最终由国家一锤定音：走飞船之路。

载人航天对于飞行器的安全性要求很高，通常说研制工作要做到保证飞行“万无一失”，如果用数字表示，那就是99.9%的可靠性。我国研制载人飞船必须保证万无一失。

为了保证高可靠性，研究工作十分浩繁，涉及极多方面。但空气动力学是飞行器研制的“先行官”，因此首先要求空气动力学提供可靠的气动外形与气动力、气动热特性。

又一场类似于上世纪70年代远程导弹弹头气动防热攻关的战役打响了！1993年10月，著名空气动力学家庄逢甘院士指出，除了通常的飞船气动外形选择之外，还有十大关键气动技术需要攻关。这些关键技术包括逃逸飞行器的气动性能、喷流干扰分析、局部热环境和热结构等问题。它需要动员全国的空气动力研究力量，动用理论计算、地面模拟试验和飞行试验所有三大空气动力学研究手段。在这些课题需求的背景下，中国航天空气动力技术研究院首先进行了返回舱的外型选型及气动特性的大量风洞试验和相关的数值模拟，为飞船外形最终选型奠定了基础，为飞船返回舱做到返回的万无一失提供了技术支持。当然，由于是载人飞行，需要做更充分的试验，飞行试验是必不可少的。

在神舟飞船的研制过程中，有许多不同项目的飞行试验，其中神舟飞船一、二、三、四号共有四艘无人飞船的飞行作为载人飞船的先行飞行试验，

为神舟五号、神舟六号载人飞船的成功，进行了实际的检验。

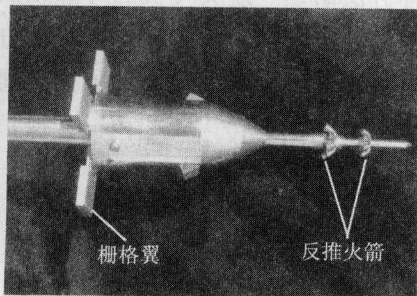
逃逸飞行器

许多事例告诉我们，在飞行过程中，上升段与返回段出现事故的概率最高。火箭顶端状似避雷针模样的逃逸飞行器就是为了应对这种可能出现的事故而设计的。

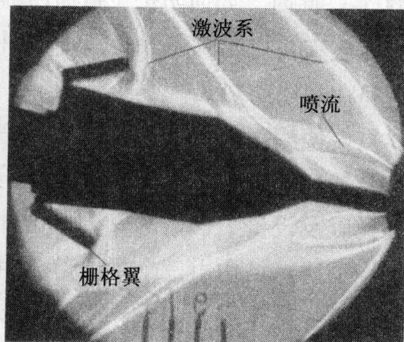
为了保证飞船在待发射段直到船、箭分离过程中的安全，例如在火箭推进系统出现危险情况时，要将逃逸飞行器连同航天员乘坐的返回舱从火箭顶端分离，迅速躲避火箭可能发生爆炸的危险区。它是专为航天员迅速脱离险区设计的。

1983 年 9 月 28 日，苏联航天员季托夫和斯特列卡洛夫同乘联盟 T－10 号飞船发射升空，火箭在发射准备过程中，一切正常。火箭点火时，突然显示故障信号，随即火箭与发射台全部炸毁，损失惨重，在故障显示的一刹那，地面指挥中心指令飞船应急逃逸系统即刻起动，成功地脱离险境。

逃逸飞行器包括两组反推火箭，塔的底部有展开的四片栅格翼，翼的作用是保证逃逸飞行器以稳定姿态飞行。



逃逸飞行器的风洞试验模型



有喷流时流场中的
绕流与激波系的位置

为了保证逃逸成功，从空气动力特性方面需要研究许多内容，包括塔的气动外形、栅格翼的设计、阻力大小、飞行稳定性以及确定反推火箭推力对气动力特性的影响、喷流对栅格翼的影响等等。中国航天空气动力技术研究院对此进行了大量的理论计算和风调试验，仅对栅格翼的选形试验选取的外形就有蜂窝式结构和框架式结构达 17 种之多。地面试验提供的数据，就成为设计飞船的重要依据，也是保证“万无一失”的一个方面。

为飞船防热

飞船回家的路上有许多障碍，首先遇到的是“热障”。前文已经多次提到“热障”这个词，人们已经不陌生了，在远程导弹弹头研制中就进行了专门的技术攻关。但是，飞船的不同之处就在于它有航天员乘坐，它的防热问题就显得更重要了。

从 300 多千米的高空返回地球，飞行的速度约 7.8 千米/秒。进入大气层后，由于空气的阻力消耗了飞船的动能，使得飞船周围的空气处于高温、高压状态，直接危及飞船的安全，这就是飞船在返回中出现的“热障”问题。飞船在高温、高压环境下，受到的最高压力超过上百个大气压，而温度最高达到 10000℃。此时，如何防护飞行器内部航天员的安全、保证仪器正常工作？

在航天飞机与神舟飞船上，使用了两种方法防热。航天飞机的外廓粘满了 30000 多块防热瓦，其工艺复杂，每次飞行返回之后，需要大量的修复方可以重复使用。神舟飞船是用可烧蚀的防热材料制成防热层，它的作用是通过自身的烧蚀带走热量，从而阻隔高温热环境中的热量传入飞船内部，保护航天员以及设备、仪器的安全，这种防热方法叫做烧蚀防热。

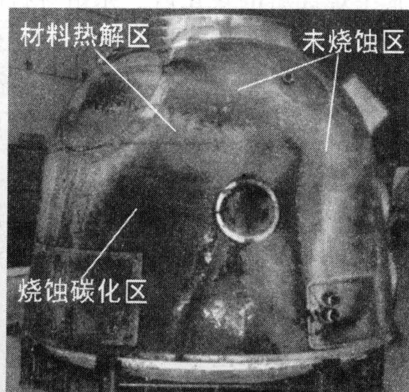
烧蚀防热结构由三个主要部分组成：烧蚀层、隔热层和内部的承力结构。烧蚀层的主要作用是表面材料产生烧蚀反应，这些反应是吸热的，利用材料质量的耗散，获得了吸收热量的效果，以达到防热目的；隔热层主要是阻隔烧蚀层剩余的热量向内部结构传递；承力结构就是飞船的本体。烧蚀材料在再入的热环境中，随着热量增加，材料开始炭化，在整个烧蚀表面形成三个不同的分区，即炭化区、热解区和原始材料区。在返回舱落地后的舱体上，

可以清晰地看到返回舱烧蚀的真实面貌。其中烧蚀后的炭化区、原始材料区和改变了颜色的曾经过热解的材料区，历历在目。炭化区呈黑灰色，由于外围气流温度最高，因此表面烧蚀材料损失的质量多，飞船的外表面向内退缩；在热解区表面材料损失少，呈红褐色；而在没有达到热解温度的表面就显出原始材料的颜色。

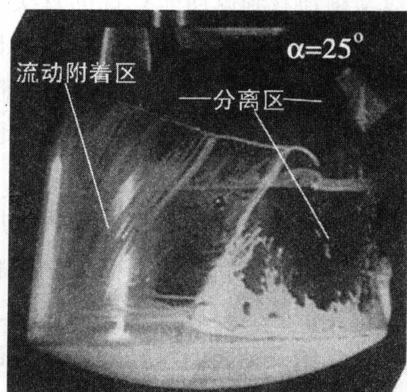
由于飞船防热材料在返回大气层时经历几千甚至上万度的热环境，烧蚀现象十分复杂，它产生复杂的物理化学反应。因此，用在飞船上的防热材料是经反复试验研究后才决定使用的，它必须经过大量的地面模拟试验。这个试验就是用一种叫做电弧加热器的设备产生几千度甚至上万度的高温，将待用的材料样件在这种环境下试验。这种设备在国内只有两家研究单位具备，其中中国航天空气动力技术研究院承担着绝大部分的试验。材料试验一度成为飞船研制阶段的一个瓶颈，它直接影响着设计阶段的进度。领导和总体设计部十分焦急，直接承担防热任务的研究人员深知肩上的担子很重，压力很大。他们本着科学的态度加上苦干的精神，加速改造试验设备，创造尽可能真实的模拟条件，连续日夜奋战在试验室里，终于取得了满意的结果。那是一个难忘的夜晚，该项目的负责人之一在深夜给一位领导打了一个电话说："今天是我的60岁生日，终于完成了这个试验，也算有一个交待了！"这位领导听后十分感动：这就是我们的航天人！当然，在模拟试验的同时，还要进行大量的理论计算，理论计算和试验结果相互印证，才可将材料放心地用在飞船上。

真实飞行的结果怎么样？它当然经受住了严峻热环境的考验。它的烧蚀图像与我们在高超声速风洞中的油流试验显示十分相似。

在一座高超声速风洞内，用一个缩小的飞船模型，在表面上涂敷显示剂，随着高超声速气流的冲刷，可以看到清晰的流痕指示。流动附着区，对应着高温烧蚀区，流痕汇聚线表明了流动附着与脱体的分离线。在分离线的下游方向，流动脱体形成旋涡，上游的高热流没有冲刷这部分表面，因此出现不同颜色的未烧蚀区。图中左下侧为流动附着区，烧蚀比较严重区域的范围与试验流动附着区是一致的。这个试验并没有利用传感器测量，但是得到了十分有趣且直观的说明。



神舟飞船返回舱的实物图



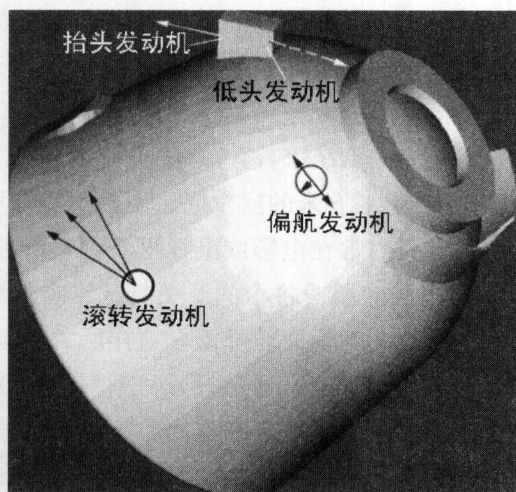
超声速风洞内模型表面流谱

小发动机代替大机翼

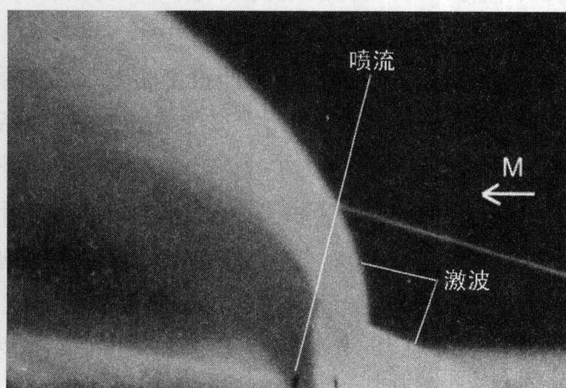
飞船不像飞机那样安装机翼和舵面来控制飞行姿态。那么它是怎样进行姿态控制的呢?

飞船上没有机翼和舵面，但是照样可以按指令的轨道飞行，因为在飞船上安装了三对小发动机，分别为俯仰发动机、偏航发动机和滚转发动机，它们通过喷管喷出燃气来产生推力，从而控制俯仰、偏舵和滚转。

三对喷管的作用，就是在不同方向与位置提供飞行姿态的控制力，这些喷流按指令工作，间歇性地开和关。然而这些姿态发动机工作时，喷流改变了绕飞船的原始流场，使得空气动力特性发生了改变，它不仅仅是由于发动机的推力，还需要确定由于喷流的影响使气动力与力矩所产生的改变量。这是一项困难的工作，不论对于理论计算，还是地面风洞试验，都是很困难的，因而飞行试验的遥测就变得十分重要。根据飞船返回舱这种短钝无翼外形，用反作用控制系统（即三对喷管）来控制飞行姿态的特点，科研人员进行了详细的理论分析，提出了试验模拟准则，分析了各种参数比的影响，全面地进行了喷流干扰试验研究和相关理论分析，试验结果成为设计单位认定的唯一试验数据。



返回舱上的姿态发动机



喷流干扰流场结构

奇特的伞舱盖

每当人们看到航天员走进高耸天空的载人飞船的发射塔时，不由地敬佩他们的勇敢和献身精神，也同时为他们的安全而担心。他们在落地之前离不开一个大功臣，这个功臣就是像一条大裙子一样的降落伞，是这顶漂亮牢固的“大裙子”将航天员安全带回了家。

当我们看到面积达1200平方米的巨伞时，不禁想问：它是怎么打开的?怎样能保证它万无一失？我们常在电影或电视里看到，每当跳伞运动员跳出他们乘坐的飞机，在适当的时机，将伞的开关打开，降落伞很快就打开了，似乎一点也不费劲。但是打开像返回舱降落伞这样巨大的伞，就不那么容易了，它需要强大的合适方向的气流，通过打开一系列的减速伞，才能逐步地将主伞撑开。在飞行中，大伞紧紧地卷在返回舱伞舱内，由伞舱盖保护它不受到热气流的冲刷，只有打开伞舱盖之后，伞才能张开。返回舱经过大气减速，达到飞行高度距地面10千米左右时，飞船自动下达指令，使密封伞舱盖的18个螺栓同时起爆，将伞舱盖推开。

伞舱盖的外形不同于一般飞行器的流线外形，有点像带耳片的锅盖，耳片还起到保证飞船稳定性的作用。

这不由地使我们想起“飞来去”这样的投掷游戏。当印第安人将“飞来去”掷出去后，它飞得很远，在空中划出一道优美的弧线，最后又回到投掷人的手中。伞舱盖的运动情况又怎样呢？它会不会被爆破螺栓的推力推开后，又回到返回舱的舱体，或者绕着返回舱转，导致引导伞缠上返回舱而不能打开。伞舱盖的飞行环境也很复杂，开始时，它距返回舱很近，是在返回舱的绕流中运动。由于要考虑到返回舱各种运动状态，返回舱绕流中不乏有巨大的漩涡，如果伞舱盖落入到这样的漩涡中，后果则不堪设想。苏联曾经发生过这样的事故。1967年4月23日，航天员弗拉基米尔·科马罗夫乘联盟－1号飞船从拜科努尔发射场升空飞行，原定与次日升空的联盟－2号不载人飞船进行太空对接，试验新型联合体的飞行，但是联盟－11号入轨不久就遇到左翼太阳能电池板难以张开的难题，且未能排除，据地面指挥中心的指令，在绕地球飞行18圈后用

时 26 小时 45 分钟后返航。计划科马罗夫 24 日返航，由于返回舱旋转难以控制，导致降落伞缠裹在一起，不能顺利开伞，飞船无法减速，以 644 千米/小时的速度撞到地面时起火，造成了舱毁人亡的重大事故。

因此，空气动力工作者必须提供正常返回和逃逸救生状态下伞舱盖弹射分离的安全边界，作为设计的依据和参考。这是一项十分复杂而艰巨的研究工作。它要动用几座风洞进行试验，还要配合以理论分析。不管任务多么艰巨，空气动力学研究工作者立即行动起来，有条不紊地开展了工作。

第一步，摸清伞舱盖的气动特性，采用理论计算和风洞试验，确立在返回舱流场干扰下的伞舱盖气动力、力矩模型；

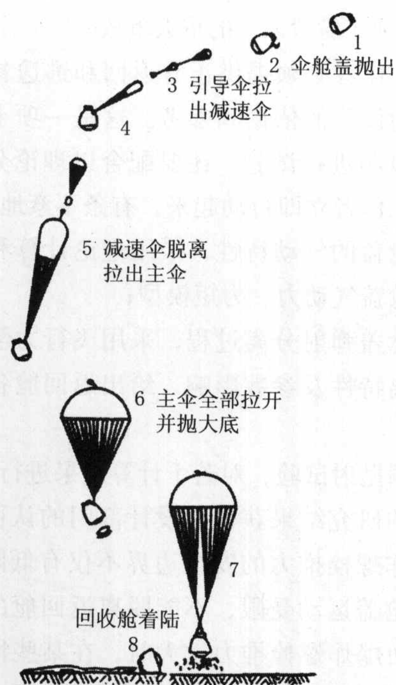
第二步，针对伞舱盖弹射分离过程，采用飞行力学的方法，进行仿真计算，全面分析弹射分离特性及参数影响，给出返回舱各种状态下爆炸螺栓推力的安全边界；

第三步，进行风洞抛射试验，对若干计算结果进行验证。

空气动力工作者的研究结果获得了设计部门的认可。特别有趣的是，根据计算分析结果，爆炸螺栓推力的安全边界不仅有低限，也有高限。当爆炸螺栓推力过小时，伞舱盖运动受限，不能脱离返回舱的流场限制，会导致伞舱盖与返回舱相碰；而爆炸螺栓推力过大时，在某些情况下亦会导致与舱体相碰，或使降落伞引导绳与舱体缠绕，这种结论是颇有启发意义的。神舟飞船在设计中做过多次伞舱盖弹射分离试验，逐渐摸清了空气流动的脾气，保证了伞舱盖能正常分离，并且不会碰撞返回舱舱体以及降落伞。

返回舱返回距地面 10 千米时，必须依靠降落伞减速，这是成功返回的关键。但是足有 1200 平方米的主降落伞是不能一下子全部打开的，否则伞会被撑破，返回舱里的航天员也会被严重墩伤。

由于伞舱盖弹开时有一定的运动速度，能牵引、打开引导伞，使伞系能顺利地进入工作状态。返回舱——伞系的运动及回收着陆涉及到一系列的问题，这里讲到的伞舱盖气动安全弹射分离仅是其中的一个必要条件。伞舱盖推开时，由固定在其上的牵引绳将引导伞打开，而后由引导伞拉出减速伞系，减速伞的面积略大，它的阻力足够牵引出主伞，最终由减速伞再拉出主伞，主伞工作。当神舟飞船拉着降落伞平安回家时，空气动力学研究工作者体味着研究工作的艰辛和享受着研究成果的喜悦，脸上浮露着甜蜜的微笑。

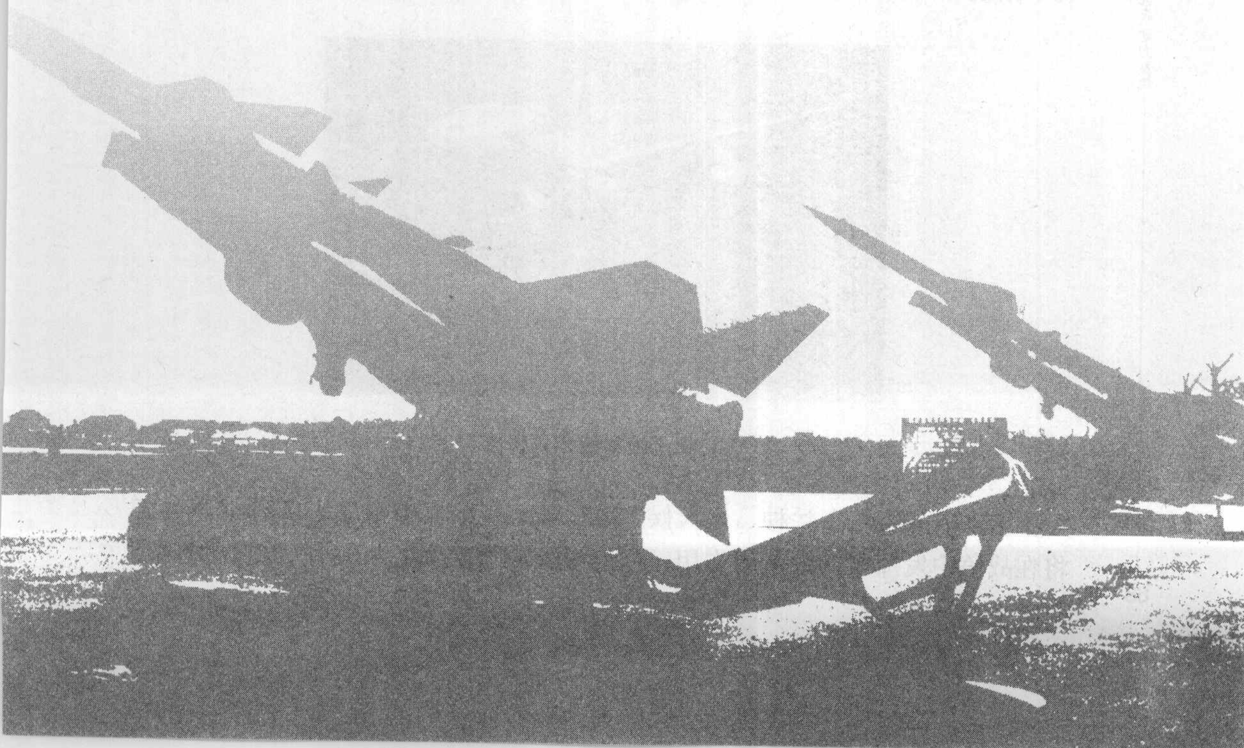


着陆系统工作过程

第七章

战术导弹的空气动力问题

战术导弹品种多样，气动外形复杂，飞行速度、飞行姿态和机动性都比战略导弹高。本章介绍了战术导弹气动布局的多样性和复杂性，介绍了国内外包括中国航天空气动力技术研究院对于大攻角气动特性研究这一典型案例，介绍了战术导弹试验技术研究的成果。这些，使想进一步了解战术导弹的读者有机会初窥武器研制的“军事秘密”。



导弹为什么长得不一样

通常，导弹有战略战术之分。顾名思义，战略导弹是指作为战略威摄力量的远程导弹，而战术导弹是作为局部战争中使用的各种中、近程导弹。

一般来说，各个国家对于战略武器的生产和使用都非常慎重，只是作为威慑力量保留，而不是大批量生产。由于局部战争和常规战争的存在，各国对战术导弹都大量研制、生产和使用。从进攻和防御的角度出发，各种战术导弹将在未来战争中发挥更大作用，特别是反弹道导弹，它将以高空、远距离或在敌人的防区内将入侵的飞机或导弹拦截摧毁，有效地保卫自己的领空、领海或自己的战区。为此，在导弹的研制中，必须优先考虑导弹的射程、命中率、机动性和生存能力。例如地空导弹，不仅要能对付有各种突防能力入侵的飞机，而且要能拦截敌方来袭的各种战略或战术导弹。

战术导弹的种类很多，简单地按其打击目标和发射地点及功能，可分成很多类，有地地导弹、地空导弹、空空导弹、空地导弹、反舰导弹、岸舰导弹、潜舰导弹、舰空导弹、反坦克导弹、反辐射导弹以及反导导弹等。



机上发射战术导弹

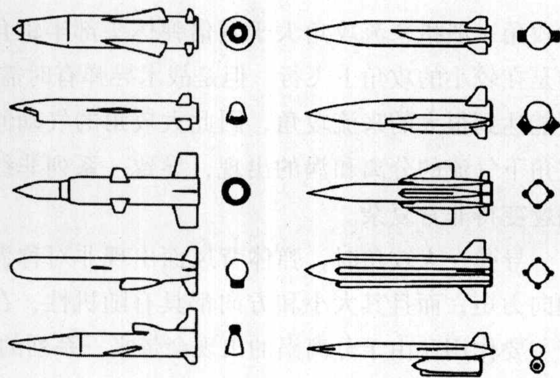
未来的战争是多兵种、全天候、海、陆、空的立体战争，各种战术导弹将在战争中发挥无以伦比的作用，因此导弹应有更高的机动性、更高的速度

和更大的射程、更强的隐身性能和突防能力，同时对杀伤力和命中精度也有极高要求。这些都是取得局部战争胜利的重要保证。

研制战术导弹，面临着诸多复杂的空气动力学问题。从上个世纪 80 年代开始，国内诸多空气动力研究单位联合攻关，协同作战，取得了重要的科研成果，成功地应用到战术导弹的研制工作中。

设计师们在进行导弹设计时，需要根据不同的飞行使命选择其合适的外形，称之为气动外形，也称之为气动构型，或气动布局。什么是气动布局？简言之，就是导弹的弹体和弹翼的外部形状。不同的弹体和弹翼形状以及它们的不同组合所具备的空气动力特性是不一样的。常规武器不仅在过去，而且在现在和未来的战争中都占有相当重要的地位。各种战术导弹都是常规武器的重要组成部分。战术导弹气动布局如正常式、鸭式、旋翼式和尾翼可旋转式等多种气动面布局，以及折叠翼、卷弧翼、栅格翼等。气动面特性研究已经成为气动力学工作者攻关的重要目标和方向。

由于战术导弹种类繁多，作战用途不同，发射方式各异，攻击目标多样等原因，所以外形布局差别很大。其主要的特点是具有大攻角攻击能力和宽马赫数范围的飞行特性。有的为了提高升阻比增加射程，有的为了隐身减小雷达反射面，有的为了提高机动性加大过载能力等等，因此探求新一代战术导弹气动布局已成为人们普遍关心的问题。同时，旋转火箭弹的马格努斯效应与升力形成理论、杆形头部、异形底部、前部喷射、底部排气、柔性尾带等增程减阻的外形，以及对用圆卷翼、环形翼、栅格翼面等特殊控制面和非常规构型，都对武器性能的改进和新导弹的研制有着重要意义。


战术导弹各类气动布局

作为新一代战术弹，对气动布局研究的重点主要集中在平置翼非圆截面弹身布局、有吸气式发动机导弹布局和高超声速乘

波体气动布局。平置翼是指弹翼为水平布置，弹身采用椭圆横截面，这样的布局是新一代防空格斗导弹和增加射程所采用的最理想的布局形式。另一种有吸气式发动机导弹布局，这种布局形式在给定的有效载荷和射程下可以大大减少导弹的重量和结构尺寸，当然吸气式导弹主要问题是进气道的布局，包括进气道的个数、位置、方位等均应认真考虑并研究，因为上述问题不仅影响发动机的内流特性，进而影响发动机和导弹性能，对导弹外流整体性有很大影响。对于要求在高超声速下飞行的导弹，对升阻比的要求更高。一般十字翼导弹在高超声速时升阻比约为2，故一种称之为乘波体的外形被空气动力学家们提了出来。乘波体以其特殊的外形使激波紧贴物体的下表面，似乎飞行体骑乘在激波上，故此得名。激波紧贴物面将大大减小阻力，因此采用乘波体外形在马赫数为6时在设计状态下升阻比可接近8，这种高升阻比使设计师们产生了很大兴趣。研究和试验发现，乘波体外形在设计来流条件下，以其特殊的外形所受阻力较小而得到较大升力，所以乘波体外形具有阻力小，升力大的特点，能提供较大的升阻比，增加了滑翔段距离，从而增大了导弹的射程。

导弹的大攻角气动特性

所谓攻角，又称迎角，是指飞行器飞行时与迎面气流方向所成的夹角。大攻角一般指来流攻角大于两倍弹体头部半锥角的情况。一般情况下，飞行器是在较小的攻角下飞行，但是战术导弹有时需要垂直发射或大机动飞行时，可能达到很大的来流攻角，因此大攻角的气动问题显得非常突出，尤其在大攻角下气流的分离和涡的出现，导致一系列非线性和非定常现象，使得气动问题变得非常复杂。

导弹在大攻角时，弹体背风面出现非对称涡，并且引起很大的侧向力和侧向力矩，而且其大小和方向都具有随机性，在大攻角情况下分离涡往往起着主要作用。由于分离涡的出现会带来一系列的非线性和非定常问题。

对于长细比比较大的弹身，大攻角虽然无侧滑角时沿着弹身轴线产生侧向力分布，而且其大小、方向都与弹身头部附近细微形状、粗糙度以及来流

条件有很大关系。试验研究证明它有双稳态，对于同一研究外形和同一旋成体模型不同滚转角试验时所产生的侧向力分布有很大不同，且方向也会有变化，具有随机性，但一旦产生后即成定态。一般情况下随马赫数增加，非对称涡引起的侧向力是减小的，大约在横流马赫数为0.4时最大侧向力几乎不变，而后线性下降到横流马赫数为1时头部对侧向力影响降为0，所以头部对侧向力影响很大，因此采取对头部附近进行有效控制能有效地抑制产生最大侧向力，如改变头部钝度，吹气或加边条以及布置4片狭长小翼改变头部附近的流场特性，可以抑制非对称侧向力和力矩，这类气动布局常常在导弹设计中运用。为了改变大攻角情况下导弹头部产生非对称体涡，造成非定常的侧向力，给导弹的侧向稳定性控制带来困难，科技人员在自行研制的再入弹头上人为地布置了4片对称的狭长小翼。试验证明，小翼对纵向静稳定度及阻力特性基本没有影响，但却成功地抑制了过大的非对称侧向力和偏航力矩的产生，使弹头的横滚特性得到优化，结果打靶获得成功。

大攻角气动特性计算，由于问题的复杂性，采用纯理论方法和数值模拟都是相当困难的。几年来，中国航天空气动力技术研究院通过系统理论分析和风洞试验研究，初步建立了一套能够满足工程设计需要的近似方法。该方法是将气动力分解为线性和非线性两部分，其中线性部分可考虑将单独部件的气动力并考虑其间相互干扰后迭加得到；而非线性部分是进一步考虑压缩性影响和黏性效应。这一方法虽然在各部件及干扰计算中引进许多简化近似假设，但由于总体反映了大攻角情况下的主要流动特征，并利用一些由试验得出的修正系数。因此，其计算结果能够初步满足工程应用的要求，已被导弹设计部门实际用于新一代导弹气动外形设计。在大攻角气动力数值计算上，欧拉方程分区解法的研究也取得较大进展，以面元法为基础并能考虑各类分离涡非线性效应的非线性涡格法研究，形成了实用的大攻角数值计算方法，由于数值模型和计算方法的不断改进，使得计算精度提高，计算量减少，能适用于多种复杂组合体大攻角的气动力计算。

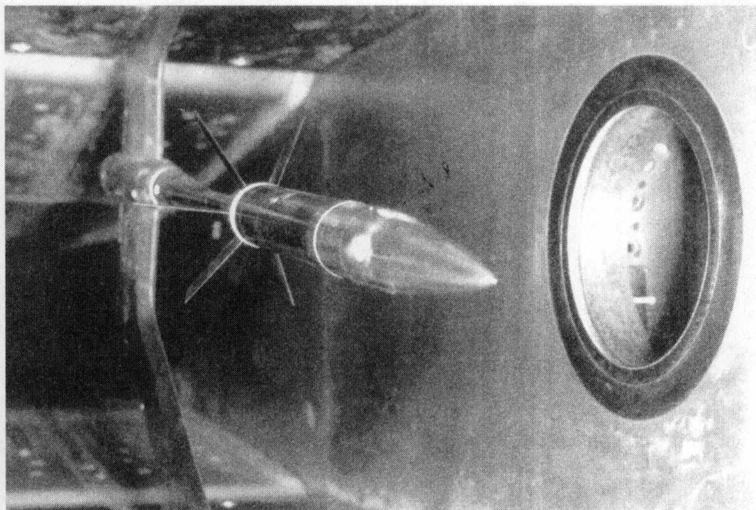
我国自行研制的导弹在试验中发现，当导弹速度达到超声速以后，导弹静稳定度偏小，也就是压心靠前，后经分析并作简单的试验证明，只要在导弹的钝锥部分加上一个小阻力环，就可解决头部的气流流动对压心后移的影响，使导弹满足战术技术指标。

战术导弹试验技术的研究

战术导弹同飞机及其他飞行器一样，其气动力研究主要有三种手段，即地面风洞试验、理论计算和飞行试验（打靶或模型自由飞）。而风洞试验，作为地面试验的主要手段仍然是最直接、最经济的。因此通过风洞试验提供可靠准确的数据和气动设计依据，大力发展各种地面试验设备的试验技术以满足导弹气动布局设计的各种特殊要求，同时解决从风洞试验数据转换与修正到飞行数据的相关性问题始终是战术导弹气动力试验研究面临的重要任务。

从1984年到1994年的10年间，各单位协作攻关，针对我国战术导弹研制的试验要求，发展了多种类型的特种风洞试验技术，像大攻角气动力风洞模型试验，在这种试验中，我们对支杆、支架和洞壁干扰修正做了很多工作，进行了各种气动布局情况下地空导弹、飞航导弹和空空导弹的鸭式、双鸭式、栅格翼、卷弧翼、环形翼等新的气动布局选型试验。由于战术导弹为提高机动性多采用全动舵面作姿态控制，所以开展全模型舵面铰链力矩的测量技术研究是非常必要的，能够精确测量舵面铰链力矩和压心位置，为舵机功率的选择和确定舵轴位置提供设计的依据。多体干扰试验中采用多台微型部件天平和全弹测量主天平同时测出全弹及各部件的力，得出各部件在全弹中的作用为气动布局设计提供试验依据，也为计算中干扰K值的选取提供可靠的依据。外挂物投放试验的可控轨迹设备和技术的成功运用为空空导弹的挂机发射提供安全可靠的试验保证。进气道性能试验技术为发动机性能设计提供内流特性试验的依据，以及对导弹与进气道一体化设计中既测量导弹外阻及气动性能，又测量进气道内阻，以搞清进气道入口形状、位置和布置形式对导弹总体气动性能影响。喷流试验和喷流与外流干扰对导弹总体气动特性的影响试验，通过试验揭示了来流马赫数、喷流马赫数以及来流与喷流的压力比不同所形成的弓形激波、分离激波以及再附激波等形成的影响复杂流研究，特别是冷喷流模拟技术已取得一定成果，已经成功地运用在导弹、神舟飞船返回舱的姿态控制上。旋转弹气动力试验技术已经日渐完善，圆弧形尾翼的自旋和追旋都很成功地为研究旋转导弹马格努斯效应和控制技术提供试验依

据，现已大量地运用到近程和远程火箭气动外形设计。此外，动态试验技术也有很大的发展，俯仰、滚转动导数的测量精度都有很大的提高，同时对时差动导数和交叉动导数的测量技术都取得长足进步。折叠翼展开过程中动态测量技术已大量地运用于导弹结构设计中。蒸汽屏涡迹显示技术为确定各种试验状态下涡核位置和轨迹形状提供流场依据，也为气动数值计算的物理、数学模型的建立提供了依据。



战术导弹模型风洞试验

采用旋转飞行方式的鸭式布局导弹，是基本气动布局形式之一。从气动观点看，鸭式布局的优点是控制效率高，舵面铰链力矩小，能降低导弹跨声速时过大的静稳定性，元器件安装方便；但是其缺点主要是，舵面只能进行俯仰和偏航控制，不能进行滚转控制，原因是鸭舵作滚转控制时会在尾翼产生方向相反的诱导反滚力矩，它会使控制力矩减小或完全失效。

为了减小反滚力矩产生，通常是减少尾翼翼长，采用环形尾翼或 T 形尾翼等办法，这会使导弹的静稳定度下降或阻力增加减小射程。俄罗斯 SA－7、AT－10、X－25MN、X－29T 导弹和美国的毒刺导弹等，都是采用尾翼自由旋转方式来解决鸭式导弹的滚转控制，目前，这项技术已经成功地应用于国内各种火箭弹和地空导弹的研制中。

中国航天空气动力技术研究院50年来孜孜不倦地为我国战术导弹的研制提供空气动力性能试验和计算数据。她拥有我国最早建成的跨声速风洞和超声速风洞，我国几乎所有的战术导弹模型都在这些风洞中做过试验。目前，这些设备经过若干次改造，正焕发青春，以更先进的试验技术迎接新的任务。

第八章

气动光学擦亮导弹的“眼睛”

把一根筷子插入盛水的杯子中，筷子好像在水面处折弯了，这是由于水的折射作用造成了视觉的误差。导弹在飞行中，其表面高速流动的空气产生湍流边界层也会出现类似的现象，叫做“气动光学效应”。这种效应会使导弹的“眼睛”蒙上层层“眼屎”，这层层“眼屎”使看到的图像抖动、模糊，产生瞄准误差。因此，将大大影响导引头探测、识别和跟踪目标的能力，从而降低导弹击中目标的精度。如何把握气动光学的规律，采取有效措施赶走导弹眼前的迷雾，擦亮导弹的“眼睛”，是空气动力学研究的重要前沿领域。



导弹怎样发现目标

当导弹向目标飞去并准确命中目标时，你可能会诧异：导弹是怎样“看见”目标的？导弹这种能“看见”目标的本领，是通过弹上制导系统（导引头）来实现的。导弹制导系统有多种形式，如惯性制导、雷达制导、光学制导等等。在各类制导系统中，红外制导具有抗干扰能力强、制导精度高的特点，因而成为现代防空导弹最重要的寻的方式之一。红外制导系统一般安装在导弹的头部附近，并在弹体表面开一个光学窗口，通过这个窗口去寻找目标的红外信号，从而发现目标和定位目标，这个窗口就是导弹的“眼睛”。但是，当导弹在大气层内高速飞行时，弹体附近会形成一层急剧变化且随机脉动的湍流边界层。同时，由于导弹高速飞行会给弹体加热，为避免光学窗口热变形及其对光学信号传输的影响，方法之一就是对窗口进行喷流冷却。这样一来，冷却剂与高速运动的外流之间就形成了很强的速度差——剪切层，红外窗口边缘区还会形成气体密度间断的激波。这些，犹如给导弹的“眼睛”蒙上了层层“眼屎”，这层层“眼屎”对光学信号的传输产生显著的影响，制导系统接收到的可能是严重扭曲了的目标图像，因此将大大影响导引头的探测、识别和跟踪目标的能力，从而降低导弹击中目标的精度。

气动光学就是研究空气动力流场对光学传输的影响，进而采取有效的方法补偿、校正这种影响的一门新型学科。其中空气流动对光波传输和光学成像的影响称作为气动光学效应。因此，在气动光学效应研究中，流动是“因”，而气动光学效应是“果”。流动及由流动而引起的气动加热和真实气体组分热辐射对光学成像的影响是气动光学效应研究的重点，也是必须由空气动力学工作者解决的重要问题。

气动光学效应对目标成像的影响主要用以下四个参数表征：（1）瞄视误差——有气流时目标图像形心位置相对无气流时的差值；（2）图像模糊——有气流时目标图像的尺寸大小与无气流时的比值；（3）图像抖动——有气流时目标图像形心位置脉动的振幅、频率和方向；（4）斯特列尔（Strehl）比——有气流时目标图像强度的峰值与无气流时的比值（能量散布）。前两个

参数主要与平均流动有关，后两个参数主要与湍流流动有关。要描述这些参数，首先要采用适当的空气动力学方法去描述弹体周围的流动，然后再依据光学理论进行光学参数的计算。在这些计算中需要气体组分 Gladstone – dale 常数和折射率脉动模式，它们都是建立在试验测量结果之上的。

因此气动光学效应的研究主要要解决三项关键技术问题：（1）流动特征及其定量预测，特别是湍流流场预测；（2）气动光学效应理论，重点是气动光学效应及其形成机理；（3）试验测量及机理验证，揭示气动光学效应现象，验证并确立模型参数。

需要说明的是，气动光学具有非常广泛的应用，除光学制导以外，在激光通信、航空测绘、卫星遥感、激光武器等领域，气动光学都发挥着重要的作用。而且随着各类光学工程的发展，气动光学受到了越来越广泛的关注和研究。从气体力学和光学两方面看，气动光学都具有前沿性，它是一门空气动力学与光学的交叉学科，其发展趋势表明，气动光学如同气体动力学和气体热力学一样正在成为空气动力学研究的一个重要分支。

美国同行重视给导弹擦“眼睛”

美国是最重视气动光学效应研究的国家，特别是近 20 年来投入巨大。美国国防部拨款建立了气动光学评价中心，专门进行气动光学效应及校正技术的研究与试验。美国还建造了世界上最大、能力最强的国家高能激波风洞，它是唯一能够按全尺寸复制高超声速（可模拟马赫数为 15 的气流速度）飞行在大气层的拦截器飞行条件的设施，且能够有效地把试验模型、测试仪器与风洞的干扰隔离，从而确保气动光学测试数据可靠。国家高能激波风洞、海军表面武器中心的 9 号高超声速风洞以及阿诺德工程发展中心的高超声速风洞等都开展了多次的气动光学试验，取得了大量的试验数据，美国一些机构还对高速流场瞄视误差进行了飞行试验，并进行了理论预测与试验测试值的对比分析。

与此同时，美国有多家机构开展了气动光学效应机理研究与数学仿真，开发了气动光学效应分析软件，并建立了相应双喷管气动光学效应系统；美国高超声速拦截器性能评估中心等单位也建立了气动光学效应分析软件，其中含有多种计

算流体动力学软件，说明了流场的准确计算在解决光学效应中起到了关键作用。

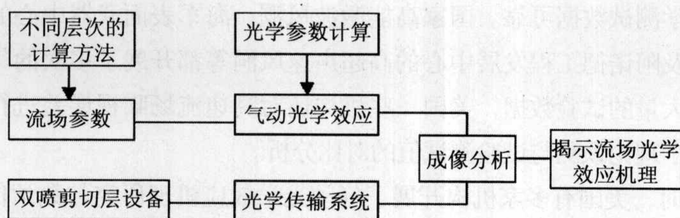
美国在气动热辐射效应研究方面也作了大量的工作，建立了激波辐射数学模型，开发了包括流场计算模块、辐射传输模块和红外辐射数据库在内的软件包，可以对激波辐射强度、信噪比等参数进行预测。

从文献上可能难以全面了解美国的研究进展及全貌，但是美国在标准-2、Block-4、战区高空区域防御系统中，都成功运用了红外成像末制导技术。因此，可以推测，美国已基本上掌握了气动光学效应机理及其校正技术。

我国科研结出累累硕果

针对气动光学效应的关键问题，中国航天空气动力技术研究院发挥气动专业优势，把研究方向放在气动光学效应机理方面，重点突破高速湍流流动的数值预测和试验验证，同时建立气动光学效应模拟仿真软件，最终达到揭示流场光学效应机理的目的。与美俄等航天大国相比，我国起点虽晚，但在最近短短的三年中取得了比较显著的研究进展。

由于引起气动光学效应的流动异常复杂，为了研究气动光学效应机理，需要简化对象，抓住气动光学效应的主要影响因素。双喷管气动光学系统就是一个典型的样例。该系统主要用于研究机载激光系统的气动光学效应，但从机理研究的角度该系统仍可以表现湍流的典型特征。因此，若能设计出合理的系统参数，双喷管气动光学系统也可以用于光学窗口湍流气动光学效应机理的研究，并进行定量描述。将该系统与现代计算流体动力学相结合，中国航天空气动力技术研究院发展了气动光学效应测试与分析平台。



气动光学效应测试与分析平台

在上述平台中，需要不同层次的数值计算方法，这既有气动光学效应描述方法方面的原因，也是因为现有各种数值计算方法尚不完备。

在双喷管气动光学系统上可以开展的研究项目有：（1）高速流动剪切/混合层的平均和脉动量及湍流结构测量；（2）气动光学传输效应验证试验；（3）气动光学效应基本问题的研究，包括进行不同冷却介质湍流混合层光学传输原理研究、图像重建机理研究、湍流控制方法研究、气动光学效应分析软件理论建模等。

在剪切/混合层流动研究中，有一个参数是非常重要的，它就是对流马赫数 *Mc*，可简单理解为上下两股气流速度差与当地声速之比。*Mc* 不同，流动特性将有显著差别。下面简要地介绍我国在气动光学研究方面的进展与成果。

1. 剪切层线性稳定性分析

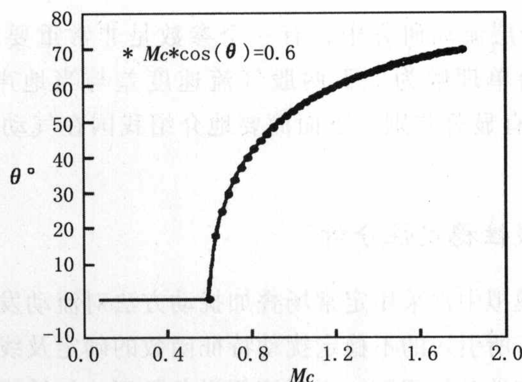
剪切层数值模拟中常采用定常场叠加扰动方法对流动发展过程中的非定常特性进行研究。所引入的不稳定扰动特征函数的确定及线性范畴内的发展变化常由线性稳定性分析得到。平行流假设条件下，初始流场分解为基本流与扰动流动两部分 $f = \bar{f} + f'$，线性稳定性方程过程中扰动量 f' 形式为

$$f'(x,y,z,t) = \hat{f}(y)\exp[i(\alpha x + \beta z - \omega t)]$$

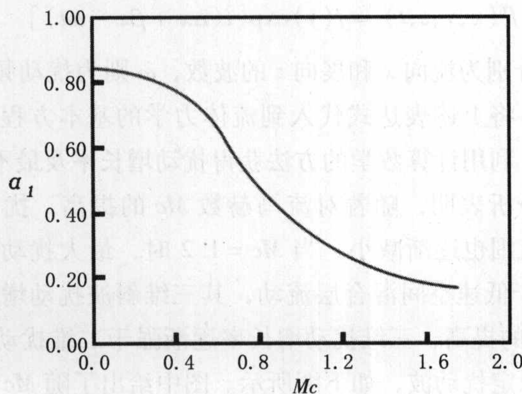
这里 α 和 β 分别为流向 x 和展向 z 的波数，ω 则为扰动频率，$\hat{f}$（y）称为扰动的特征函数。将上述表达式代入到流体力学的基本方程中就可以得到扰动量的控制方程，利用计算数学的方法获得扰动增长率及最不稳定波。

理论和计算分析表明，随着对流马赫数 *Mc* 的提高，扰动增长率迅速降低，不稳定扰动范围也逐渐减小，当 $Mc = 1.2$ 时，最大扰动增长率只有低速流动的1/10。对于低速空间混合层流动，其三维斜波扰动增长率明显小于二维扰动；但随 *Mc* 的提高，三维扰动增长率逐渐强于二维扰动，并于 $Mc > 0.6$ 后逐渐成为最不稳定扰动波，如下图所示。图中给出了随 *Mc* 数变化的最不稳定扰动波角变化曲线，可以看到扰动以 $Mc \approx 0.6$ 为分界，小于0.6流动扰动以二维扰动 $\theta = 0(\tan(\theta) = \beta/\alpha_\gamma)$ 为最不稳定扰动，而 *Mc* 高于0.6流动，最不稳定扰动则为三维斜波，其最不稳定波角变化与经验关系式 $Mc\cos\theta = 0.6$ 十分吻合。

低对流马赫数 Mc 可压缩平面混合层流动中，扰动增长过程以二维扰动为主导，流动失稳呈现明显二维特征。随 Mc 的增大，当流动处于 $0.6 < Mc < 1.0$ 之间，虽然最不稳定扰动转变为斜波形态，但二维扰动增长率仍然很大，且对流场仍具有较大的影响，此刻，流场则在二维与三维扰动共同作用下发展，但随 Mc 的进一步提高，二维影响逐渐减弱，流场的二维特征逐渐消失，三维效应则逐渐增强。



最不稳定扰动频率随 Mc 变化曲线



最不稳定扰动增长率随 Mc 变化曲线

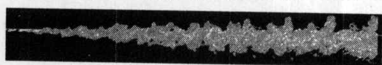
2. 剪切层转捩及湍流的大涡模拟

流动转捩及湍流是空气动力学的前沿基础问题之一。同不可压情形相比，强非线性效应导致剪切层转捩及湍流流动极为复杂，且影响试验过程控制的因素较多，通过试验手段揭示转捩非线性阶段流动现象的细节目前尚难以实现。已经发现，在低对流马赫数以二维最不稳定斜波主导，而在高对流马赫数是以三维最不稳定斜波主导。以此为基础，中国航天空气动力技术研究院采用五阶迎风和六阶对称紧致格式数值求解三维可压缩滤波 Navier - Stokes 方程，对 $Mc=0.3\sim1.0$ 范围流动进行了空间发展的大涡模拟。比较显示，数值模拟同理论分析和试验结果吻合。

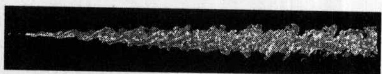
在流体力学家的眼中，流场中的旋涡就是流动的骨架。抓住了旋涡就抓住了流动的本质。计体力学专家们可以通过精确地计算，形象地揭示出气流旋涡的空间发展过程。这些涡，形状有的呈 Λ 形，有的类似于发卡，人们称它为 Λ 涡和发卡涡，在瞬时流场低压等值面展示的 Λ 涡和发卡涡结构图中展示了高对流马赫数 *Mc* 流动转捩前期的 Λ 涡和发卡涡结构。利用流场涡结构辨识还可以给出流场中的大尺度涡结构。它们是气动光学效应的主要产生因素。



(a) 试验图片($Mc=0.7$)



(b)流向涡量等值面($Mc=0.7$)

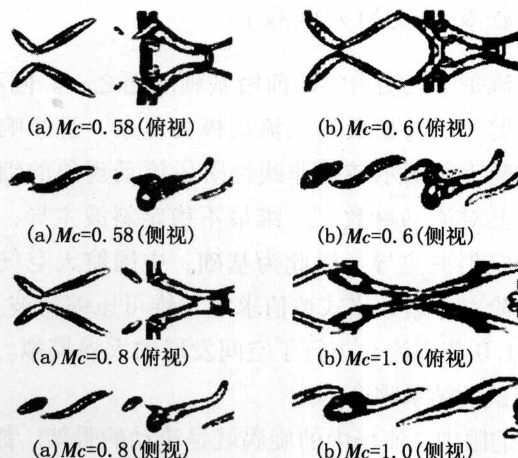


(c)流向涡量等值面($Mc=0.6$)



(d)流向涡量等值面($Mc=0.8$)

不同对流马赫数 *Mc* 下流场空间发展过程

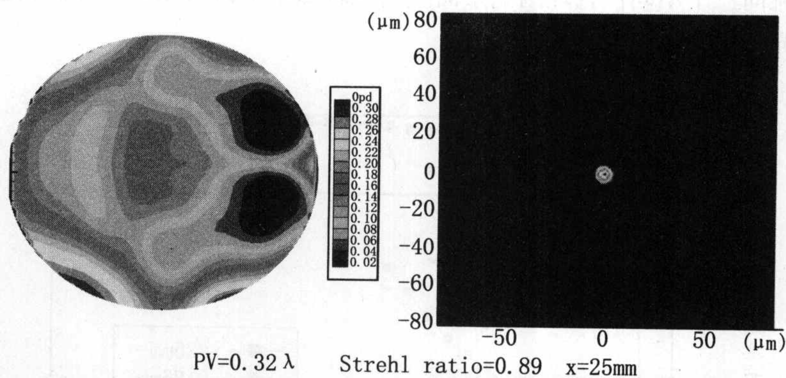


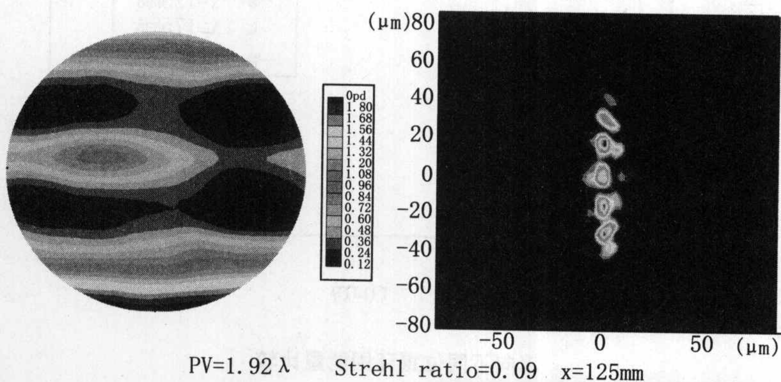
瞬时流场低压等值面展示的Λ涡和发卡涡结构图

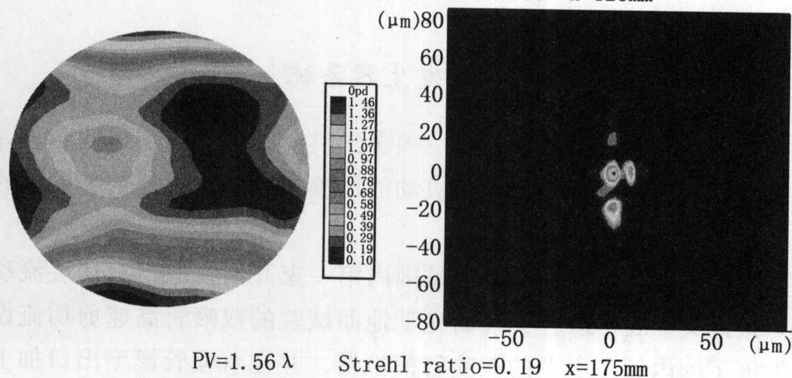
3. 高速流场气动光学效应理论计算

中国航天空气动力技术研究院应用光线追迹法结合物理光学方法计算平均流场的气动光学传输效应，应用统计光学方法计算脉动流场的光学传输效应，形成了一整套高速流场气动光学效应理论计算方法，利用该方法研究了剪切层的气动光学效应问题。

针对 $Mc=0.58$ 的剪切层流动开展光学计算，计算中取光波波长 $\lambda=4$ μm，成像系统焦距为 40 mm，口径为 30 mm。下图为光瞳中心位置分别位于流向 $x=25$、125、175 mm 处，计算得到的波面畸变和点扩散函数分布。对应三个位置的波面畸变 PV 值为别为 0.32 λ、1.92 λ 和 1.56λ，Strehl 比分别为 0.89，0.09 和 0.19。$x=25$ mm 处的流动状态基本为层流，此时流场较为均匀，引起的波面畸变较小，点扩散函数分布相对集中；$x=125$ 对应于转捩区域，此时流场中产生大尺度结构，流场脉动较大，从而引起较大的波面畸变，点扩散函数分布较为分散，此时目标成像识别的误差较大；$x=175$ mm 对应于湍流区域，此时流场中起伏程度相对转捩过程减小，从而气动光学效应有所减小。



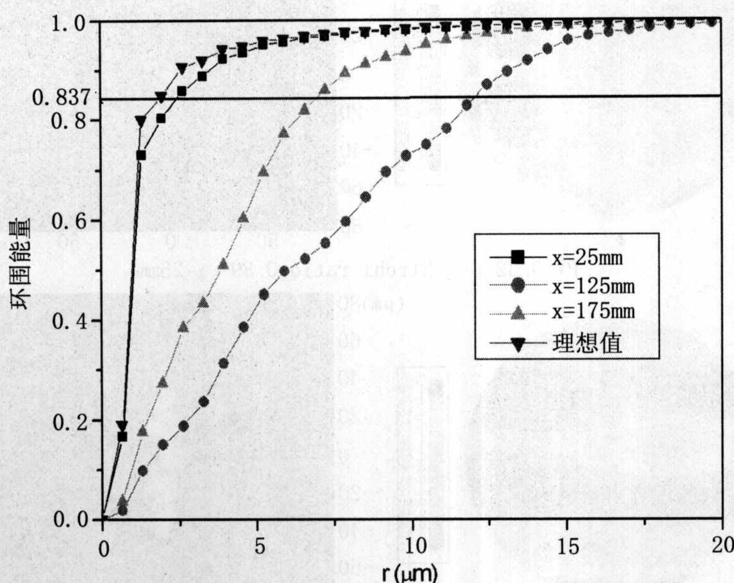




(a)波面畸变　　　　(b)点扩散函数

流向不同位置波面畸变和点扩散函数

在流向三个不同位置环围能量曲线的比较图中可以看出对应于$x=125$ mm的像面光强最为分散。

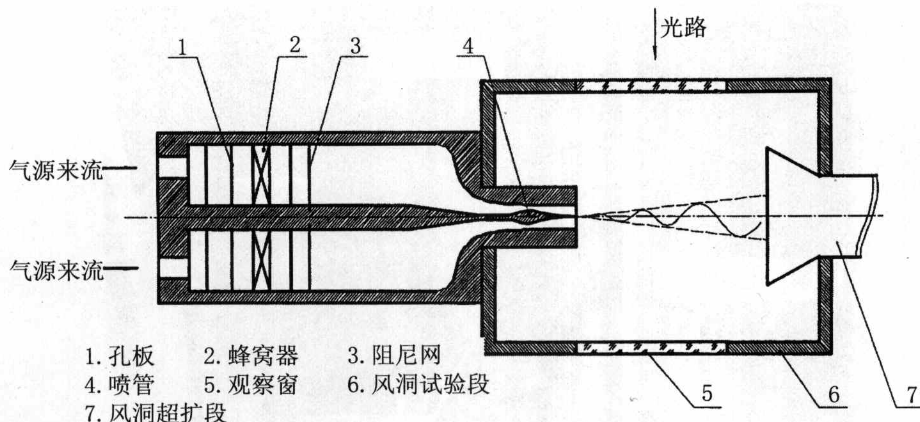


流向不同位置环围能量比较

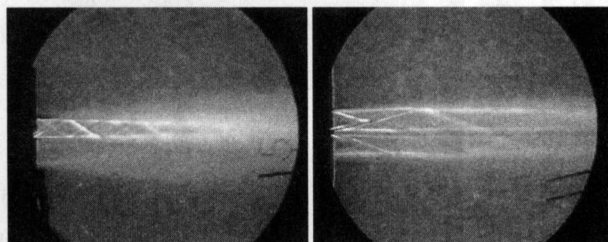
4. 双喷管湍流剪切/混合层发生器系统

气动光学风洞试验测试研究是一项多学科复杂的系统工程问题。寻找一种小型试验装置进行廉价的、灵活机动的试验研究工作，是一个重要的发展方向。

中国航天空气动力技术研究院是国内第一家开展并取得剪切层流动图像的单位。最近又开展了适合于气动光学地面试验的双喷管高速剪切流设备的研制，发展了国内领先水平的双喷管模拟器，并在双喷管模型出口加上两块平板（带光学玻璃），以消除两边自由剪切层的影响，使中心混合层明显拉长而且更加清晰。它可以很方便地组合各种对流马赫数，模拟不同的光学头罩冷却方法，如外冷、内冷和无冷三种典型绕流。



双喷管高速剪切流设备原理简图



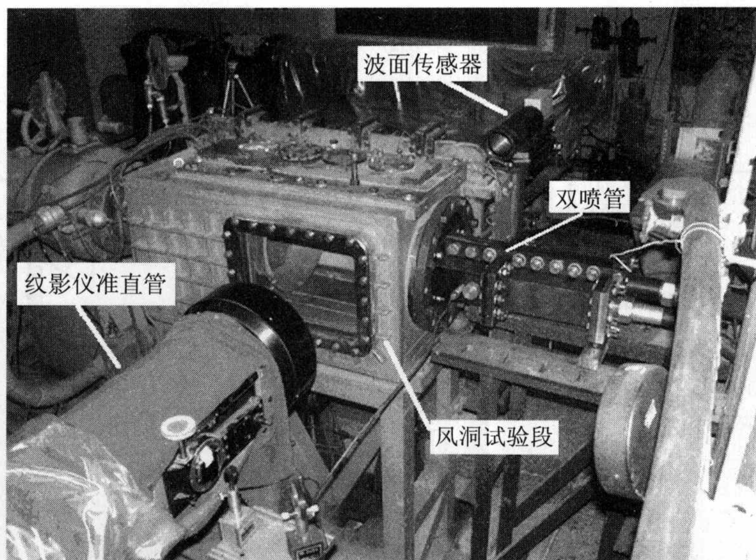
（a）超声速与超声速组合　（b）超声速与亚声速组合

双喷管典型流场的彩色纹影照片

5. 可压缩剪切层气动光学效应试验研究

中国航天空气动力技术研究院利用双喷管剪切层装置对气动光学传输效应进行了风洞试验模拟，通过喷管型面设计以及来流条件的变化，可以形成多种不同强度的剪切层流动。使用先进的波面传感器测量光束通过剪切层产生的波面畸变，下图为光学测量系统布置及试验现场。

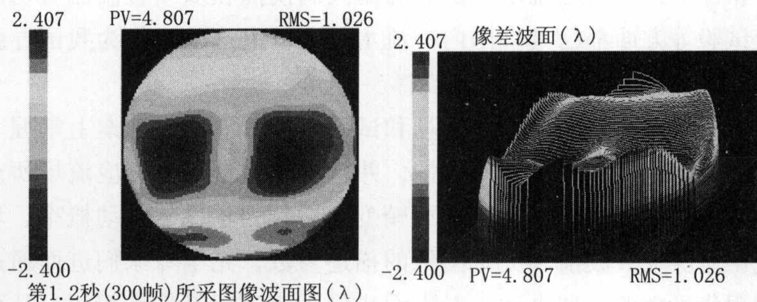
光束通过剪切层流动以后，波面产生严重的变形，传感器测量得到的一组畸变波面及参数。通过计算得到光线传输的其他参数，如点扩散函数、调制传递函数、环围能量曲线（Strehl 比）等。



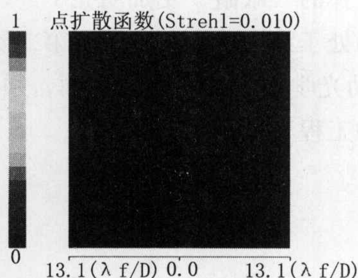
光学测量系统布置及风洞试验现场

可以看出，在光束通过剪切层流动后，图像的点扩散函数、能量分布都变得分散。对比不同对流马赫数情况下的试验结果，可以看出对流马赫数增加以后，波面畸变有增加的趋势，点扩散函数变的更加分散，Strehl 比下降，剪切层产生的气动光学效应增大。波面畸变图形中明显出现的两个波谷，对应于剪切层流动中的大尺度结构，需要作进一步的流场显示试验，如用纹影照相和米氏照相方法，才可以得到确切的结论。

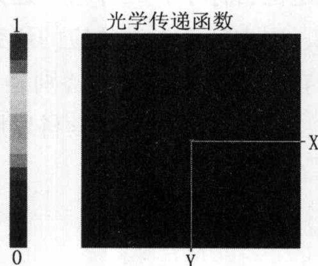
除上述气动光学效应机理研究外，中国航天空气动力技术研究院还开展了雷诺平均 Navier－Stokes 方程数值模拟方法、时间发展的直接数值模拟和气动光学效应相关量的计算、气动光学效应电弧风洞试验和脉冲风洞试验等研究工作。以此为基础，中国航天空气动力技术研究院开发了气动光学效应仿真软件。软件采用消息传递型并行编程标准规范 MPI、Visual Fortran 6 和面向对象编程工具 Borland Delphi 6 联合开发，主要包括文件管理、前处理平台、流场及光学计算和后处理平台（图形显示、数据转换）四个部分。可模拟的飞行高度范围为 10～70 千米，来流马赫数范围为 $M_\infty = 3 \sim 10$，攻角范围为 $|\alpha| \leq 15°$。



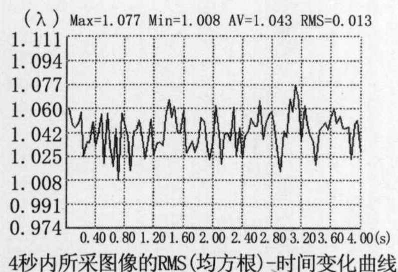
(a)波面畸变等值线图　　(b)波面畸变立体图



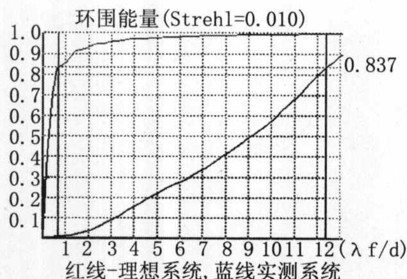
(c)点扩散函数等值线图



(d)光学传递函数



(e)波面畸变 RMS 曲线



(f)环围能量

通过试验与计算得到气动光学效应的畸变波面及参数

该软件根据导弹外形、飞行状态参数（飞行高度、马赫数、攻角）、光学系统工作参数（口径、焦距和工作波长），可以得出绕流流场参数和技术光学传输效应的相关参数，取得了重要成果。高速导弹光学头罩绕流流场 ANSR

并行计算软件平台、高速流动转捩及湍流大涡模拟和双喷管湍流剪切层气动光学效应试验等方面都已具有国内一流水平。以上这些工作为我国导弹光学制导系统的研制提供了必要的技术支撑。

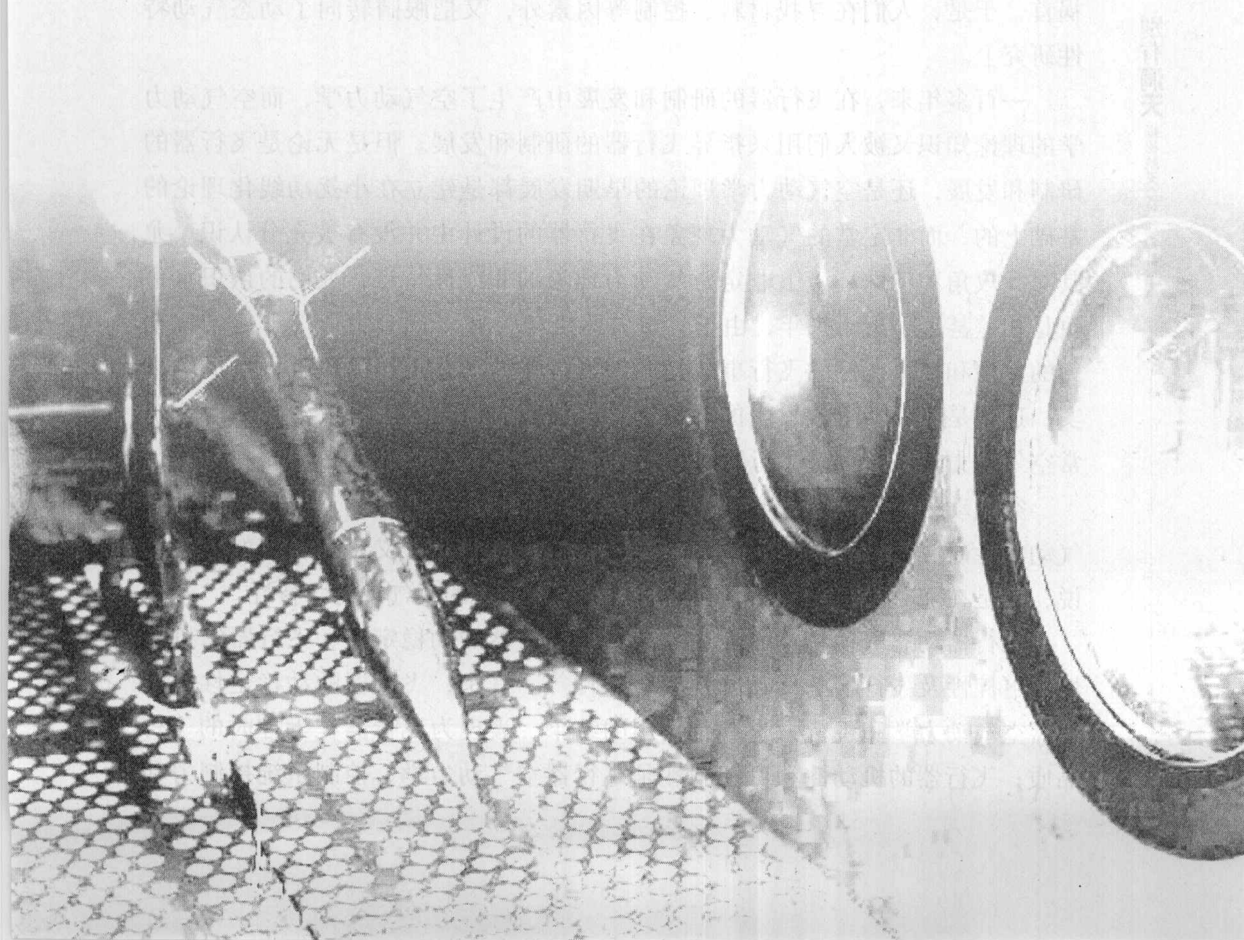
通过大量的理论研究、数学计算和试验研究，我国已基本上掌握了红外窗口附近的流动特性和气动加热特性，并且能够定量分析相应流场所产生的气动光学效应，如点扩散函数、波面畸变、斯特列尔比、抖动概率、环围能量、瞄视误差等失真波前和失真图像的描述参数，光学专家们进而通过这些参数利用现代光学的一些办法，对光学成像系统进行补偿和校正，从而得到了清晰的目标图像。导弹目标识别系统透过高温的窗口和高速的气流，又可以准确地定位目标了，红外窗口这只导弹的“眼睛”更加明亮了。

目前，国内气动光学效应的研究尚处于第一阶段，正在向第二阶段发展。因此，仍有许多工作要做，特别是气动光学效应试验测量方面，须尽快开展研究工作，以满足气动光学学科发展和工程型号研制的要求。

第九章

飞得更稳，打得更准

上世纪下半叶以来，民用客机、军用飞机、导弹、火箭等飞行器发生了诸多的飞行失稳事故，迫使人们把眼光转向非定常气动力研究，即动态气动特性研究。什么是非定常气动力学？它研究了哪些问题？它的研究结果对改善飞行器的气动外形起到哪些作用使飞机飞得更稳、导弹打得更准……本文对这些饶有趣味的问题做了深入浅出的阐述。



抓住飞行失稳事故的祸首

在国际航展上，人们在为各种特技飞行表演喝彩：灵巧的战斗机竟然在万里蓝天连续翻滚，出人意料地一个跟头栽下来，眼看要摔到地面，却又一个鹞子翻身，直冲云霄。战术导弹可以在制高点作急速俯冲、蛇形机动、螺旋机动。这时，飞机、导弹面临着和正常飞行大不相同的气动环境，也就是动态气动环境。上个世纪末，世界各国新一代高机动性、高可控制性、高可靠性、高效率的飞行器研制飞速发展，飞机、导弹等飞行器速度越来越快，性能越来越先进，给人们的生活带来极大的方便，给作战提供了精良的武器。但是，频繁的飞机失事和导弹飞行故障，迫使人们研究导致事故发生的罪魁祸首，于是，人们在寻找材料、控制等因素外，又把眼睛转向了动态气动特性研究上。

一百多年来，在飞行器的研制和发展中产生了空气动力学，而空气动力学的理论知识又被人们用来指导飞行器的研制和发展。但是无论是飞行器的研制和发展，还是空气动力学理论的早期发展都是建立在小扰动线化理论的基础上的，而非定常的气动力现象在飞行器的设计中并没有被充分认识。尤其对大攻角和特殊环境下非定常气动力现象的非线性特点，人们的认识水平更是相差甚远。近十来年，由于“过失速机动”和“超升力”等非定常气动力的发现和较大比例的飞行事故是源于飞行器的动态飞行品质较低造成的事实，这就是飞行器事故发生的罪魁祸首，促使人们投入大量人力物力对非定常空气动力学，特别是飞行器动态气动特性进行研究。

空气动力学在公众的心目中是一门令人难以捉摸的科学，对其中的动态气动特性研究更是十分陌生。那么，动态气动特性的含义是什么呢？通俗地说，就是在随时间而变化的空气流动中飞行器承受的空气动力学特性。

飞行器动态气动特性研究主要包括：飞行器的动稳定性、飞行器的机动性和可控性及飞行器的气动弹性耦合特性等。其中，飞行器的动稳定性是飞行器空气动力学和飞行力学耦合作用的结果，表现为飞行器在无控时的飞行品质；飞行器的机动性和可控制性是飞行器空气动力学、控制系统控制力和

飞行力学闭环控制的结果，表现为飞行器迅速、准确改变速度和角速度矢量的能力和飞行器的操纵性能；飞行器的气动弹性特性则是飞行器的动稳定性是飞行器空气动力学和飞行器结构动力学耦合作用的结果，表现为飞行器在飞行的气动载荷条件下结构动力学性能。

那么，现代飞行器研制和发展中遇到了哪些飞行稳定性问题？从空气动力学的角度上如何找到发生这些问题的原因？怎样从动态气动特性研究中解决这些问题呢？

飞行器有哪些飞行稳定性问题

让我们来看看，上个世纪下半叶以来，在民用客机、军用飞机、导弹、载人飞船等现代飞行器研制和飞行中都发生过哪些飞行稳定性问题。

1. 民用客机

对于民用飞机，由于非定常空气动力效应造成的事故屡见不鲜，2001 年美国航空公司 587 航班（空客 A300 ~ 600）从机场起飞后，在爬升阶段失事坠毁。事后三年的研究，包括大量的风洞试验，证实 A300 ~ 600 在爬升时，“进入了在它之前起飞的一架飞机的尾迹流场，导致方向舵舵面在 7 秒钟内实施了完全相反的控制。由于过载，使得飞机的垂直稳定器脱落，飞机立刻失去控制而坠毁”。

事故分析的结论表明，大气湍流边界层的紊强度足以造成飞机的偏航运动，其侧向载荷可达 0.4 g（g 为重力加速度 9.8 米/秒^2），造成控制舵反向和发散振动的原因尚不清楚，舵面控制系统设计要适用于任何可能的流动环境；驾驶员训练科目应包含“在尾迹湍流中的偏航舵控制”。

1979 年一架 DC－10 在芝加哥失事，事故分析表明：飞机的前缘翼非指令反向，造成左翼失速，使得飞机产生极大的滚转力矩。据美国国家运输安全局统计，在 1983 ~2002 年美国共发生 74 起重大民航空难和 581 起非重大事故。从 1990 ~1996 年，40% 的美国客机飞行灾难是由于失去控制的原因所造成。

2. 军用飞机

军用飞机，主要是战斗机，追求的目标是提高近距格斗性能，因此，必须采取减小翼载荷、提高升力系数、提高升阻比等措施。战斗机近距格斗能力主要仰赖于飞机的超机动性。所谓超机动性，是指单位时间内飞机改变飞行机动状态的能力，也就是尽快获得最大机动性的能力。要使飞机具有良好的超机动性能，必须解决大迎角、大速度以及大过载条件下的操纵性问题，以避免出现失速和尾旋。

先进的战斗机必须具有优秀的气动布局，也就是适应下述飞行状态的良好外形：(1) 在大攻角条件下，都不会产生大尺度的分离涡；(2) 在大攻角条件下，控制面上能保持均匀的气动力，更不能出现气动力反向。苏 - 27 就具有这两个优点，使之具有良好操纵性，可做“眼镜蛇”高难度超机动动作。在国际航展上人们可以清楚地看到苏 - 27“眼镜蛇”特技飞行的惊险表演，大家都为此惊叹不已。苏 - 47 前掠翼战斗机也具有这个优点，能保证飞机在各种迎角下优异的操纵性。

1994 年 4 月 25 日，一架 YF - 22A 原型机，在保持 10 多米的高度沿跑道上空滑行降落时，突然连续出现剧烈的俯仰振荡，两片全动式平尾翼的舵偏角不停地改变，飞行员试图操纵制止水平舵的振动，反而使振荡加剧，结果飞机腹部接地而损毁。飞行员在飞机触地前的瞬间，使用弹射椅得以逃生。2004 年 12 月 20 日，一架 F/A - 22 在起飞过程中失控坠毁，执行试验飞行任务的飞行员安全弹射，跳伞逃生。经分析查明，事故是由于飞机的电传操纵系统的缺陷造成的。由此看出，如果把安全的保障完全放在控制系统的可靠上是相当危险的，优良的气动性能毕竟是对飞行器的第一位要求。

世界上主战战斗机的研制和发展已经走过了几个轮次（所谓的四代机和五代机）。越来越多的设计师认识到，不能为了追求隐身性能而忽略机动性和敏捷性，而应该追求飞机机动性、可操纵性和隐身性的协调。

3. 战术和战略导弹

战术导弹是主要用来攻击敌方机动目标的有力武器。因此，优良的机动性能对于战术导弹来说也是必不可少的。尤其是空空导弹和地空导弹，由于

目标也具有较强的机动能力，因此，对其机动性能的要求更高。早期的中距空空导弹机动能力不足，对付灵活的战斗机效果较差。在越南战争期间，平均9枚“麻雀”导弹才能击落一架飞机，命中率很低，只能用来打击目标明显而又笨重的轰炸机和运输机。

战术导弹由于尺寸较小，长度一般在几米的量级，其自身的惯性力和惯性矩远小于飞机，在机动性上应当比飞机具有优势，更何况由于没有驾驶员，导弹可以承受超过10 g 的过载，其转弯半径可以很小而不折断。

但是战术导弹的飞行稳定性由于自身条件的限制，也有需要不断研究和改进的地方。首先，战术导弹的升力面要小得多，由于升力面小，战术导弹的失速远小于战斗机。其次，由于战术导弹的惯性矩小，对于控制系统极为敏感。实战中，敌我双方都在实行机动战术，例如，制高点急速俯冲、蛇形机动、螺旋机动等。必须争取先于敌方完成目标锁定和攻击，或者躲避掉敌方的攻击。运用这些机动战术，机动速度是至关重要的，因此，其飞行稳定性研究的必要性是不言而喻的。

与战术导弹不同，战略导弹主要依靠推进系统的推进，沿弹道运动，然后弹头与推进系统分离，再入大气层，攻击目标。对于钝锥（再入弹头）一类非升力体或其他小升力体而言，由于其飞行高度可达120千米，因此，在再入大气层的过程中，其弹身上的绕流肯定要经历从层流到湍流的转捩过程。通俗地说，就是流经飞行器表面的空气会经历一个由有序到无序的变化，而由于无升力面（或升力面极小），钝锥绕流的流态及转捩对钝锥的气动力，尤其是阻力和阻尼力矩产生较大的影响，从而影响钝锥的飞行轨迹和姿态，进而影响其落地精度。更为严重的是，空气流动的这种变化多为非对称的，即所谓非对称转捩，它产生的俯仰力矩是使扰动角增加的，即是指向俯仰发散方向的，因而对钝锥的飞行带来极大的影响。钝锥绕流非对称转捩对其气动力的另一个影响是引发钝锥的滚转和锥动。

飞行试验表明在转捩时会出现飞行姿态不稳定现象，甚至产生滚动共振。再入飞行器飞行姿态不稳定将导致飞行器攻角发散、散布度增大，甚至造成颠覆性事故。

4. 载人飞船

载人飞船一类大钝头体飞行器的动稳定性与我们熟知的细长体又有显著

的不同。由于短钝飞行器的阻力较大，而升力系数随攻角变化的斜率很小，使得其阻尼力矩很小。这一类短钝飞行器的阻尼力矩远小于细长体的情况，有出现负阻尼现象的可能。其动稳定导数随攻角的起伏变化很大，具有很强的非线性特征。

载人飞船一类短钝飞行器的动稳定性在高亚声速和跨声速范围极为复杂，此时分离涡较强，流动的分离区较宽，而激波较弱。由于分离涡的周期性脱落和弱激波在飞行器的角运动过程中有较大的位置变化，都将对载人飞船一类大钝头体飞行器施加较强的周期性作用力，其气动阻尼减小甚至发散。

由于外形很短，其角运动的阻尼力矩的力臂必然很小。质心位置的微小变化都将导致飞行器的阻尼力矩发生严重的变化。

5. 大攻角失速尾旋和螺旋运动

以上关于飞行稳定和不稳定的讨论，多数还仅限于攻角小于失速角的情况。在小攻角范围内，升力大小是与攻角大致成线性关系。随着飞行攻角的进一步增加，升力将随攻角的增大而减小。这就有可能出现所谓“尾旋”现象。

假设机翼直线飞行速度外再附加有横滚速度。于是，向下运动的机翼和相对气流将成较大的倾角，而向上运动的机翼则成较小的倾角。在失速前，升力基本与攻角成正比，所以向下运动的机翼上的升力将增加，而向上运动的机翼上的升力则减小。结果便产生一个使横滚逐渐减掉的横滚力矩。但是，失速以后，攻角加大反而将减小升力，所以产生的横滚力矩不但不阻碍，反而会加剧原来的横滚，便形成连续的“尾旋”运动。

机翼发生自旋而引起的飞机运动称为“尾旋”运动。在连续的横滚和平转运动中，飞机便沿螺旋线下降。脱离“尾旋”运动的最好办法是减小攻角，使飞机变为正常的俯冲。不过，在很多情况下，飞机上的质量分布很可能形成一个使攻角加大的回旋力矩。因此，脱离“尾旋”运动需要非常巨大的控制力量。而此时，副翼几乎经常没有作用，升降舵也往往失效，所以一般只剩下方向舵这一个控制面可以起作用。因此，尾翼组的设计最好使方向舵在“尾旋”运动中不至于被水平尾翼所遮盖。“尾旋”运动是一种中性的稳定运动，“尾旋”的危险性在于使飞机失去控制，造成机毁人亡的惨剧。

导弹和炸弹也可能进行类似的螺旋运动。导弹和炸弹的螺旋运动是由于弹体除了绕自身轴－体轴旋转之外，还会绕一个沿着来流方向的轴线－风轴旋转而造成的。使体轴和风轴形成一定角度的原因在于弹身后体的尾翼的径向力矩。随不同弹体的质量不同，弹体旋转的体轴与风轴的交点可能在弹体头部，也可能在头部之前某一点。导弹出现这种情况的直接后果是加大散布误差，降低命中精度。大长细比导弹出现这种情况是极危险的，因为绕风轴的旋转使导弹的瞬时攻角变大，气动过载加大，可能导致弹体折断。

限制飞行稳定的最大问题就是失速和尾旋。失速攻角限制了飞行器的飞行包线，尾旋使飞行器陷入不期望的旋转运动。因此飞行器失速特性和旋转特性是飞行器飞行稳定性的最主要的研究课题。失速是由于绕流从附着流变为分离流而引起的。因此，推迟绕流分离，或使分离再附将会极大地提高飞行器的飞行包线，增加飞行器的机动性能。

飞行器在进行大攻角机动时，其气动力规律与小攻角飞行时有明显不同。根据大量的风洞试验和飞行试验证实：在俯仰、偏航和滚转三个方向上，大攻角气动力都有特殊的重要意义。

飞行器大攻角机动飞行时，由于非定常空气动力的作用，还会产生诸如抖振、翼摇滚和掉翼、滚转反向、方向不稳定和方向角发散等一些人们不愿意发生的现象。这些现象的发生，将会严重影响飞行器的可用升力，使稳定性变坏，使控制翼失效，严重时会造成灾难性的事故。

纵观这些飞行稳定性问题，都是在非定常气流影响下发生。因此研究非定常气动力学，掌握飞行器动态气动特性，成为研究和发展现代飞行器的重要课题。

飞行器动态特性研究的内容

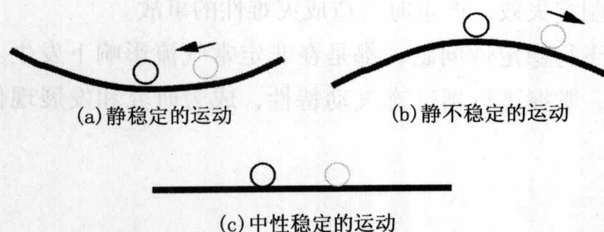
1. 飞行器的动稳定性、高机动性和可控制性

从前述众多例子的分析中，人们认识到，飞行器的动态特性关系到飞行器安全地起飞或发射、爬升、巡航、转弯、着陆或命中目标的整个飞行使命

的完成。它严重地影响到飞行器按预定轨道和姿态飞行的程度，对平稳飞行和着陆，对命中目标的散布度影响极大。那么，何谓飞行器的动态稳定性呢？它的物理机理又是什么呢？在地面又通过何种手段进行研究呢？我国航天气动界在这方面又做了哪些工作呢？

飞行器的稳定性是指，当飞行器受到扰动后恢复到原有的平衡姿态的能力。飞行器受到的扰动包括：控制系统没有动作时空气绕流的扰动，如突风、大气湍流、风暴、其他飞行器和地面建筑产生的涡流等；由于控制系统操纵动作，使控制面产生舵偏角，或是姿控发动机产生喷流，使飞行器绕流受到扰动。

飞行器的稳定性分为静稳定性和动稳定性。静稳定性的含义是指在静态条件下飞行器恢复到平衡姿态的能力，这里，我们假定飞行器在飞行过程中存在平衡的姿态，而我们研究的问题是当飞行器受到扰动而偏离这个平衡姿态时，气动力使之恢复到平衡姿态的能力。飞行器静稳定的条件完全取决于使飞行器恢复到原有的平衡姿态的气动力和力矩的方向。我们可以用中学物理课本中就能找到的浅显图示来显示静稳定的情况。显然，我们可以根据恢力矩的方向来确定静稳定性。下图中（a）图表示静稳定，即小球受到扰动后，其重力沿物形表面切线方向的分量将使小球回到原始的平衡点。而（b）图和（c）图则表示静不稳定和中性稳定。

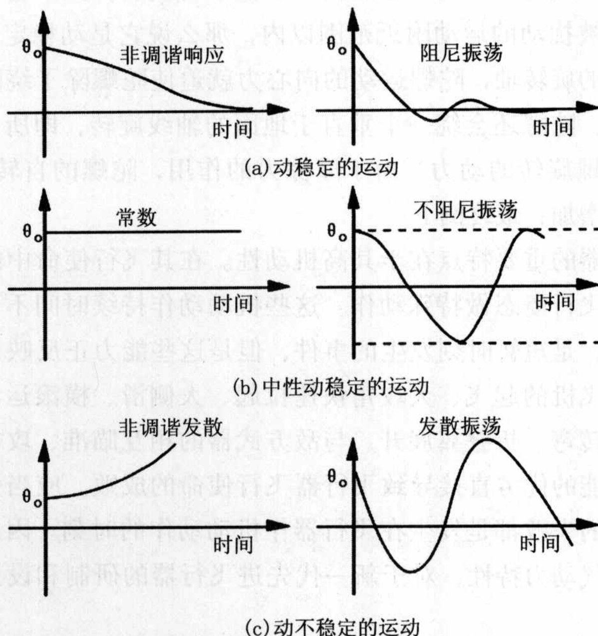


静稳定性的三种情况

必须注意到，在静稳定性分析中，并不考虑小球如何和何时回到原始的平衡点。假如没有摩擦力，小球将在平衡点附近来回运动。而不会再在平衡点停下。解决类似小球在曲线表面滚动的动态行为和过程的问题，就需要建立运动方程，并分析小球在偏离平衡位置释放后的运动稳定性。物体在运动

中的稳定性就称之为动稳定性。

动稳定性是描述飞行器经过一段时间后恢复到原来平衡姿态的能力。飞行器动稳定性描述的是飞行器动力学性能，和飞行器以平衡姿态运动时，受到扰流施加在飞行器上的扰动后，飞行器运动的响应过程。下图给出了几种可能的动稳定性规律，包括动稳定系统、动不稳定系统和中性稳定系统。



动稳定性的三种情况

人们在早期对飞行稳定性的认识只限于静稳定性，而没有认识到静稳定性和动稳定性之间的差别。早期的飞机设计把飞机作为由重力和升力共同作用的一个系统来看待。在平稳的飞行中，平衡稳定条件是：作用在机翼和尾翼上的升力和飞机重心的力矩必须互相平衡。比较大的机翼升力产生的力矩将被尾翼上较小的、但是力臂却较大的升力产生的力矩所平衡。为了使平衡状态稳定，还需第二个条件，也就是，假使平衡被扰动，那么机翼和尾翼上的升力所产生的力矩，必须使飞机能够回复到原来的位置。假使这一条件得到满足的话，我们就说，飞机是静稳定的。

在飞行器稳定性问题中，更困难的是动稳定性问题。静稳定和动稳定的差别可以用两个众所周知的实例来解释：一个直立的陀螺在静止时显然是静不稳定的，但是一个旋转的陀螺就变得稳定了；另外一个动稳定的例子就是骑行中的自行车，一辆直立的自行车在静止时显然也是不稳定的，但是骑行中的自行车却可以是稳定的。假定一个物体在平稳地运动中，如果这个物体作等速旋转或等速直线运动，忽然受到了微小的扰动，如果它接下来的运动仍然保持在未被扰动的运动附近范围以内，那么说它是动稳定的。例如，我们碰一下陀螺的旋转轴，陀螺运动的向心力就迫使陀螺除了绕陀螺自身轴旋转即自转之外，陀螺还会绕一个垂直于地面的轴线旋转，即所谓的进动。如果不能提供陀螺旋转的动力，由于摩擦力的作用，陀螺的自转将逐渐减速，其进动角逐渐增加，最终倒下。

先进飞行器的重要特点在于其高机动性。在其飞行使命中能进行机动飞行或为改变其飞行姿态做特殊动作。这些机动动作持续时间不长，与其整个飞行时间相比，是短暂时刻发生的事件，但是这些能力正反映了飞行器的先进性。例如，飞机的起飞、大攻角快速拉起、大侧滑、横滚运动、着陆；战术导弹的快速转弯、折叠翼展开、与敌方武器的相互瞄准、攻击和躲闪等事件。其气动性能的优劣直接导致飞行器飞行使命的成败。应当引起重视的是多数飞行使命的失败都是发生在飞行器作机动动作的时刻。因此，研究这些典型的非定常气动力特性，对于新一代先进飞行器的研制和设计来说是至关重要的。

对于新一代先进的飞行器而言，优异的机动性和可控制性成为了首要的研究目标。飞行器的机动性和稳定性又是一对互相制约的矛盾。过高的稳定性必然导致机动性降低，而过低的稳定性又使得飞行器有发生攻角发散的危险。因此，新一代先进飞行器的气动设计对飞行器动稳定特性的精确预示比过去任何时候都提出了更高的要求。随着控制系统研制的进步，目前提出了降低静稳定性的临界设计思想，这个概念是放松飞行器的静稳定性要求，而由控制系统的实时控制保证飞行器的飞行姿态和航迹。必须指出，这种概念对飞行器动稳定特性的精确预示提出了更高的要求。它要求对飞行器的动稳定特性预示的精度更高，以便控制系统设计时实现最有效和最经济的控制方案。同时，它还要求当出现动不稳定时，能预示攻角发散的时间历程，以便

选取准确的控制方案。这就把飞行器动稳定特性的研究推进到了非线性的崭新阶段，必须寻求新的预示方法和试验手段对非线性的动稳定性问题进行研究。

飞行器动稳定性的预示在飞行器的气动设计中也越来越引起了广泛的重视。动态气动问题从本质上讲是一个非线性物理问题，影响因素很多。马赫数、雷诺数、减缩频率、振幅、支撑干扰等都将影响飞行器或其模型的动稳定性。有时这种甚至不仅在量级上，而且还有可能是稳定或失稳的质的改变。因此，新一代先进的飞行器的动稳定性研究不能沿用过去的小扰动线化的概念，而必须寻求新的预示方法和试验手段。

2. 飞行器动态特性产生的物理原因

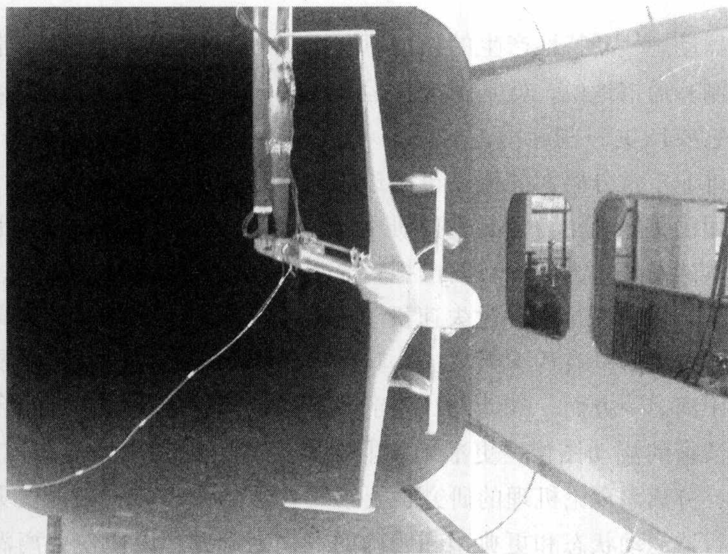
飞行器动态气动特性产生的物理原因主要在于绕流的三维非定常分离涡的流动机制。通俗地说，就是围绕在运动中的飞行器周围的空气流动不是那么规矩，它要产生一些旋涡，这就是可能产生飞行器不稳定的罪魁。因此，必须对三维非定常分离涡的流动机制进行深入研究。分离涡运动规律及其对物体的作用已是空气动力学的重要研究课题之一。随着人们认识水平的提高和应用前景的需要，国际上目前已把目光集中在利用大攻角分离涡、非线性升力的产生、稳定性控制和过失速机动的实现等方面。但是，分离涡流型目前仍然存在很多问题有待深入解决，其机理研究和飞行器气动设计要求之间还有一定距离。一方面，气动设计要求分离涡理论提供更确切更符合实际的理论，更清晰的流动图像，更准确的非定常气动力的预示方法和试验数据；另一方面，分离涡理论机理的研究也要求飞行器的设计和研制提供更典型和确切的飞行器运动状态和更典型和明确的气动力问题，以便使分离涡的研究针对性更强。

美国在规划 21 世纪流体物理学科时，把涡控制流动问题列为主要研究内容，指出这类流动的研究对于预示高速飞行的性能是至关重要的，并把正在开始的这类研究看作是摆在人们面前的主要挑战。

3. 有控飞行器的飞行稳定性

对运动实施控制的最好例子之一莫过于是“荡秋千”了。当一位母亲把

她的孩子在秋千上安置好之后，轻轻地推动秋千，秋千就可以荡起来，如果她希望秋千的摆动角增加一些时，她会顺着秋千运动的方向加力；如果她希望秋千的摆动角减小或停止时，她会逆着秋千的方向加力。只有顽劣的半大孩子才会做与之相反的动作。所谓“控制反向”是谁也不希望的，但有时的确会发生。造成“控制反向”的原因是多方面的，除了飞行器姿态实时测量的硬件问题外，主要是舵面局部气流方向的改变使舵面攻角异常所致。导致舵面局部气流方向异常的原因则主要有：(1) 前体生成的大攻角分离涡作用到舵面上，这个分离涡可能是对称的或者是非对称的，甚至是对称与非对称反复交替的；(2) 阵风干扰，或大气湍流影响。从物理上讲，这二者都是由于旋涡的作用，只不过是产生的原因不同罢了。



飞行器模型低速风洞动态试验

要避免“控制反向”要求控制系统设计不能仅仅依赖小攻角定常的气动力特性，而必须依赖于舵面局部气流变化的性质，依赖于当地气流的反作用力变化的性质来设计和操纵控制系统。这同时要求空气动力学研究提供：(1) 不同攻角，包括大攻角，前体分离涡条件下，舵面产生的升力和阻力以及铰链力矩；(2) 阵风，以及雨、雪、结冰天气条件下，舵面产生的升力和阻力

以及铰链力矩。这里对于控制设计的困难在于，如何在飞行中识别局部气流方向的改变使舵面攻角产生了异常。

提高飞行器飞行稳定性和机动性的另一个挑战是实时和快速。通常的控制过程控制到预定姿态，往往要经历过调、再过调、再反向控制的过程，过调量越来越小，直到控制到预定姿态。这个过程往往需要几个周期。如果过程太慢，则控制面上的流态已经改变，因此，对控制系统的最高要求就是“控制”在瞬时完成。“控制”过调的最危险后果是，过调后流态完全改变，控制面上产生了相反的升力，就像顽劣的半大孩子推秋千那样，当然后果就严重得多了。

不露山水尽显英雄本色

1. 为型号研制排忧解难

对于飞行器高稳定性、高机动性、高可靠性的要求，驱使人们不断改进设计，力求研制出飞行性能更先进的飞行器，而研制先进飞行器的首要任务就是预测其空气动力学性能，当然包括动态气动性能。飞行器的研制过程中需要地面试验预示飞行器的飞行品质。如果地面研究不充分，则会给飞机试飞、导弹试射带来极大的危险。

地面预示研究主要是风洞试验、数值模拟和理论分析。地面的试验装置，要能够在地面模拟和预示飞行器的稳定性、机动性、可控制性和可靠性；研究非定常和动态气动特性，并给出误差和试验数据的天地相关关系。也就是说，在飞行器的研制阶段，要预示出飞行器的动态飞行品质，预示出控制系统在飞行条件下的效率，并研究提高飞行器机动性、稳定性、可控制性和可靠性的物理机制和技术途径。这些就是空气动力学工作者的职责，无论国内、国外的飞行器研制概不例外。

在我国航天事业创建的初期，面对各种飞行器研制的需要，中国航天空气动力技术研究院的前身——原国防部第五研究院空气动力研究室立即组建了动态气动力研究组，它是国内最早的飞行器动态特性的理论和试验研究单

位。1994 年，在该研究组的基础上成立了动态气动特性研究室。动态气动力研究组一成立就立即投身于各种飞行器动态气动特性研究，并致力于分析和解决气动引起的疑难问题。人们至今还记得，在文革末期，正值我国第一代战略导弹研制的紧张阶段，型号连续几次试飞失败，研制者心急如焚。在事故分析过程中，人们发现，在跨声速飞行时，弹体头部台阶段长出了奇怪的“胡子”，那是一道白光。导弹总设计师立即召开现场会，时任所长的庄逢甘院士带领一批气动研究人员也参加了分析，分析的结论是跨声速抖振问题。找到了问题症结，就要去解决！为了用跨声速风洞测量导弹模型的压力脉动，庄所长带领研究人员一头扎进试验室，自带被子，一起吃住，白天吹风试验，晚上分析讨论，经常一干就到凌晨一两点。功夫不负苦心人，经过反复讨论，又经过多次选型试验，最终找到了抖振载荷较小的头部锥角，自此，该锥角也便成了该型号的设计规范。

同样，颤振问题也是飞行器研制中可能遇到的动态气动问题之一。20 世纪 60 年代中期，某战术导弹已运到靶场，即将试飞，但报到钱学森处被“卡住”了，他怀疑导弹会发生舵面颤振问题。于是，总体部门吸收气动研究人员参与分析、审核颤振计算结果。同时对舵面进行了地面试验，并在理论计算上提出了更为可信的方法，得出了进一步的结果，证明原设计值在允许值的边缘上，适当作一些改进以提高保险度减少风险是可以试飞的。钱学森最后拍板发射，试飞取得成功。空气动力学对事故或事故隐患的分析所起的作用，就是这样不显山不露水地发挥出来了。

飞行器飞行过程中各种分离问题是又一个十分重要的动态问题。这可以从下述实例中了解到这一点：某内装导弹的运载器，由潜艇水下发射，出潜艇发射管后，运载器折叠水平尾翼展开到位，运载器出水面时，导弹点燃助推器，导弹与运载器分离。出水面时，要求运载器的出水姿态运动参数，如俯仰、滚转、偏航角位移及相应的角速度限制在一定的数值范围内。

研制期间，每当在湖下试射时，姿态几乎次次满足设计要求，可一到海下潜艇试射时，出水姿态几乎次次不满足要求，这是怎么回事呢？

原来，湖下试射流场均匀、扰动小，而海下试射流场不均匀、扰动大。如湖下试射，折叠尾翼的展开，同步到位，海下试射由于潜艇发射管前流场有横向分流导致折叠尾翼的展开不能同步到位，且各运动分量的扰动变大。

考虑到湖下和海下的不同情况，我们提出在海下大干扰量条件下计算水下弹道，以观察现有的控制面是否有足够的恢复力，保证出水姿态。于是气动专家们从几十次海下发射记录中选出最大扰动量，加上不均匀流场，甚至包括近海面处波浪干扰，进行水下弹道计算，结果表明干扰量不会影响出水姿态失控。但海下发射试验的记录明明白白地表明出水姿态不合要求。原因只有一个：水动力控制面产生“永久”变形，产生无法恢复的干扰量，导致出水姿态失控。分析与观察也表明水平尾翼不同步到位将使尾翼平面变形，据此气动专家提出建议：增强尾翼结构刚度。之后潜艇发射运载器的出水姿态得到了有效控制。

后来，科技人员又提出了一种新的弹－器分离方案，在传感器感知运载器头部出水时，延迟一段时间，再点燃导弹助推器，从而实现弹－器分离。试射证明，延迟时间保证了弹－器在半空中成功分离。

子母弹分离问题的研究提供了分离问题的另一景象。子母弹型再入飞行器要求被抛撒的“子弹”落地时分布在直径几百米的圆内。早期由于对分离参数认识不足，被抛撒的“子弹”仅落在直径几十米甚至更小的圆内。后来研制单位在中国航天空气动力技术研究院开展了子母弹分离的风洞自由飞试验研究，对不同分离参数的结果作出分析，发现当分离参数满足一定条件时，被抛撒的“子弹”落地时才能满足要求。照此分离参数，研制单位设计新的抛撒构造，“子弹”落地时分布的直径终于达到了几百米的圆内范围。

另一类子母弹型再入飞行器，在40～52千米高空将弹表面壳体从母弹抛离开，紧接着抛“小”导弹。开始设计壳体的抛撒条件考虑欠周，飞行试验中，“小”导弹头部被砸。经过风洞自由飞试验结果表明：尽管在很高高空，壳体抛撒的初条件仍是关键的。由此，设计师更改抛撒壳体的构造，满足自由飞试验提出的要求，在后来的试飞中“小”导弹不再被砸。

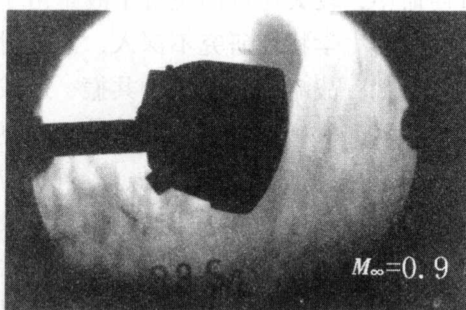
载人航天飞行是一个庞大的系统工程，它最早的研究工作是从气动起步的，动态气动特性当然是必不可少的一部分。在当时确定的载人飞船十大关键气动问题中有几个是直接与动态特性相关的，如逃逸飞行器的分离、返回舱的动稳定性等等。气动专家针对神舟飞船进行了大量的动稳定性理论分析和试验研究，其中对飞行配平特性的认识、和亚跨声速极限环振动现象的发现是非定常空气动力研究对飞船研制的重要贡献。

2. 发展各种研究手段，力求精益求精

通常在风洞中模拟飞行器的动稳定特性的试验方法有两类：一种是用自由振动法或强迫振动法测量模型的动稳定导数。自由振动法是给模型一定的初始位移将它释放，使其在气流中作自由衰减运动，记录其模型位移时间历程来确定其动稳定导数，强迫振动法是对模型系统施加一定频率的正弦激振力矩，测定激振力矩和模型振动角位移之间的相位差，从而求出动稳定导数；另一种则是风洞模型自由飞试验测量模型的动稳定特性，它是用特制的轻质模型由发射枪发射该模型在风洞气流中作自由飞行运动，通过高速摄影模型的运动历程和姿态，由特定的数据处理方法获取动稳定参数。中国航天空气动力技术研究院在这两方面都做了大量的研究工作，在国内处于领先地位，是进行风洞自由飞试验的国内唯一研究单位。

通过50余年孜孜不倦的研究，经过几代人的不懈努力，中国航天空气动力技术研究院在动态气动特性研究方面发展了各种研究手段，取得了丰硕的研究成果，成功地应用于各种型号的设计和事故分析中。它们主要包括：大攻角动稳定导数试验研究成功了四种不同的使模型在风洞试验时静气动力矩配平的方法，试验攻角可达30度，满足了设计部门的试验需求；飞行器动稳定性的线性参数研究成果，根据不同振幅和不同频率的试验结果分析总结出飞行器的非线性动稳定性参数形式，并成功地应用于载人飞船的动稳定性试验和分析中，该项研究为俄罗斯的试验结果所证实；大长细比模型背支撑试验装置和试验技术取得成功，这项技术可用于长细比20:1的模型的动稳定性试验；国内首先实现了气浮轴承支撑的小不对称气动力试验；脉动压力形成机理，及对不同流动区域试验技术（包括锥－柱组合体在锥－柱接合部出现激波振荡特性试验技术），该项技术开创了国内之首；模型和传感器一体化设计脉动压力测试技术；高超声速风洞脉动压力试验的传感器防热技术；亚临界颤振试验技术；运载火箭薄模型气动阻尼和抖振特性试验技术；飞行器静动态气动力风洞自由飞测试技术；激光蒸汽屏流动显示技术等。以上很多技术目前仍只有中国航天空气动力技术研究院独家掌握，很多技术是由研究院首先研究成功并转让给其他兄弟单位的。

试验技术的发展是以试验设备和测量为基础的。中国航天空气动力技术



神舟飞船返回舱模型的风洞动态试验

研究院较为完整的从低速到高超声速的风洞群是最重要的研究平台。研究院针对不同的研究对象和不同风洞的要求，研制了用于动稳定导数的大量设备，其中包括：高精度自由振动和强迫振动天平、交叉导数天平和时差导数天平试验装置、不同形式的激振装置（自由振动和强迫振动激振装置）。用于大攻角非定常气动力试验的设备有：多分量动态天平、大振幅运动机构和多自由度运动机构。用于风洞自由飞试验的设备有：高速摄影机、频闪光源、流场显示用的连续和脉冲激光器。研究院不断改进试验系统和试验技术，力求精益求精，适合各类飞行器的特点；给新型飞行器的设计提供建议，不断提高飞行器的动态飞行品质；对新型飞行器的动态气动特性和飞行器控制系统、导航系统耦合特性研究，在风洞中实现虚拟飞行试验，替代部分飞行试验，以此提高真实飞行试验的首发成功率。



研究院自行研制成的各种类型的动态天平

在飞行器的飞行使命中，较大比例的飞行事故是由于在研制中，飞行器的动态特性和非定常空气动力学特性研究不深入，甚至对许多基本问题的认识尚不清楚而造成的。例如：战略弹头的滚动共振、运载火箭跨声速结构共振、巡航导弹折叠翼空中展开失败、飞机和战术导弹控制反向、战术导弹大动压情况下尾翼（舵）脉动压力激起舵轴振动、军机快拉起和导弹快速转弯失误、驾驶舱和仪器舱声振动环境恶劣等，这些飞行事故对先进飞行器的研制提出了挑战。因此，飞行器研制对飞行器动态气动特性和非定常空气动力学的主要要求之一就是对已发生的飞行事故进行机理分析，地面试验再现，飞行器的空气动力学性能改进，预示新飞行器、或经过改进的型号的动态飞行品质。这对于减少经济和政治两方面的损失，加快研制周期、设计成功具有先进作战能力、高性能的飞行器来说有重要意义。

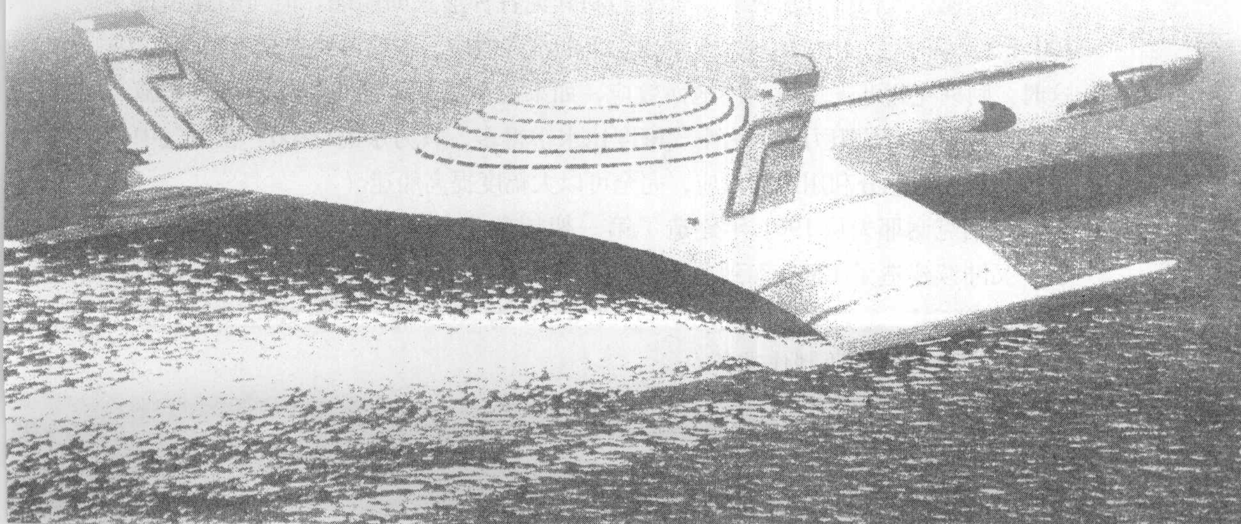
50 年来，中国航天空气动力技术研究院动态气动特性研究课题不辱使命，为了使飞行器飞得更稳、导弹打得更准，使出了浑身解数，终于取得了丰硕的成果，为我国飞行器的研制成功起到了保驾护航的作用。目前他们仍在努力，继续为型号的研制，为动态气动特性的研究尝试着攀登一个又一个高峰。

第十章
从里海怪物说起

在上世纪70年代，一颗美国卫星拍摄到在里海海面上高速飞行着一种物体，这种物体似飞机又不像飞机，似舰船又不像舰船，美国军方惊恐地称之为“里海怪物”。这个怪物究竟是什么？它紧贴海面飞行的姿态引起了美国军方的极大兴趣。

后来才知道，“里海怪物”是苏联于1966年建成的、起飞质量为540吨的大型地效飞行器试验样机。飞行器贴近地面飞行，机翼会产生比高空飞行时更大的升力，这种现象就是所谓的“地面效应”。“里海怪物”实际上是一个从水面起飞在水面降落，能紧贴水面高速飞行的大型飞行平台。

我国的地效飞行器是怎样发展起来的？发展情况又如何？本章将有详细的介绍。



里海怪物和地面效应原理

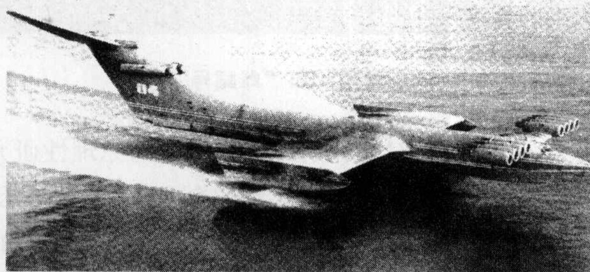
1989 年，苏联解体之后，被称之为“里海怪物”的地效飞行器的秘密信息才逐渐披露出来，这种地效飞行器发展的成就引起了美国官方的极大兴趣。1993 年~1995 年间，美国国会专门拨款 500 万美元，指示国防部远景研究计划局，研究地效飞行器概念并由国防部报告地效飞行器的军用需求。为此，远景研究计划局派专家到俄罗斯做广泛调查、考察实物、观看飞行，并对苏联地效飞行器性能、参数进行分析，探讨对其优化和向大型化推广的可行性。地效飞行器为什么会引起苏联和美国这么大的兴趣呢？

飞行器贴近地面飞行，机翼会产生比高空飞行时更大的升力，这种现象就是所谓的“地面效应”。早在 20 世纪 20 年代，空气动力学家就已知道了这种原理。1929 年，德国道尼尔公司建造了一架水上飞机，1930 年~1931 年飞机在横渡大西洋飞行时发现，紧贴水面飞行可增加有效载荷，航程比空中飞行更省油。这一发现，使地面效应原理得到了实践上的验证。1935 年芬兰工程师卡里奥根据这一原理，做成了世界上第一架地效飞行器试验样机——雪地上的飞行雪橇，迈出了地效飞行器实践第一步。但因结构、发动机以及飞行力学等多方面问题没有很好解决，飞行雪橇未能继续发展。

人们始终没有放弃研究地面效应原理。到了 20 世纪 60 年代，苏联中央水翼船设计局总设计师阿列克谢耶夫，接受了海军要求研究高速舰船的任务。为了提高船速，人们搞过水翼船、气垫船和其他各种形式的船舶。但当船速超过 100 千米/小时后，由于出现了水动力学上的空穴效应，船速再要提高就很难了。这时，阿列克谢耶夫想到利用地面效应，如果船能离开水面飞行，就可大大减少船在水中航行的阻力，因为空气密度比水小得多，只为水的1/800。在空气中飞行，再加上充分利用地面效应，完全可以大幅度提高船速。

阿列克谢耶夫从 1961 年建造了第一架地效飞行器的自航试验机 CM-1 后，又陆续建造了 CM-2 到 CM-6 等一系列大小不等的试验样机，其中，CM-2 到 CM-5 为 3.2 吨到 7.3 吨，CM-6 为 26.5 吨，用以改善飞行性能并为大型飞行器的研制作准备。

1963 年，中央水翼船设计局开始研制大型地效飞行器试验样机，叫做“样船”。它的起飞质量达 540 吨，能装载 900 名全副武装的士兵。机身前部安装有 8 台推力为13000牛的起飞垫升发动机，此外，还在立尾中部安装了两台同样的推进发动机，用于巡航飞行。飞行速度达 430 千米 ~ 500 千米/小时。该机从 1966 年底建成后，直至 1980 年意外坠毁，在里海进行了长达十几年的飞行试验，成为苏联地效飞行器发展的原型。上世纪 70 年代美国卫星拍摄到了这一在里海贴着水面高速飞行的物体、既不像飞机也不像船，不知是什么东西，因为“样船”的两个字母正好是俄文“里海怪物”一词的字头，因此，西方国家就把它称为“里海怪物”了。它实际上是一个从水面起飞在水面降落，能紧贴水面高速飞行的大型飞行平台。



苏联大型地效飞行器“里海怪物”

艰难而曲折的发展道路

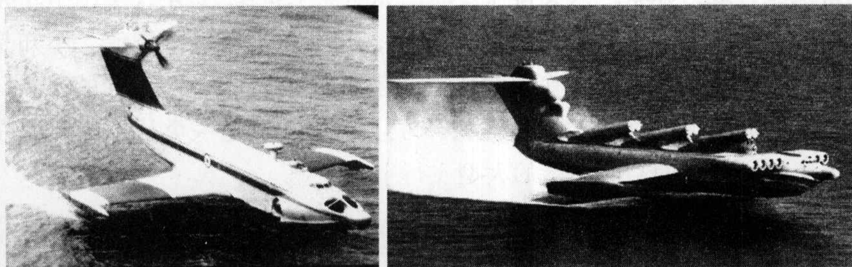
以后，世界上有许多国家开始研制地效飞行器，除苏联外，还有美国、德国等，其中苏联搞得最好，研制水平在世界上遥遥领先。

苏联着眼于军事应用，注重突袭和快速运输等战术要求，先后研制成功 125 吨级的“小鹰号”和 380 吨级的“雌鹞号”军用地效飞行器。

“小鹰号”以 360 千米 ~ 400 千米/小时的速度，一次可运输重达 20 吨的全副武装士兵和包括轻型坦克在内的军用物质；“雌鹞号”以 450 千米 ~ 500 千米/小时速度飞行，可以携带 3 对双联装的超音速反舰导弹。苏联还研制成功了可乘坐 8 人的小型“伏尔加 2 号”和教练机“海燕号”。

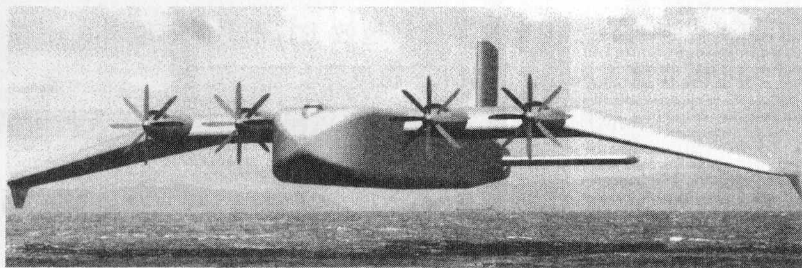
但是，由于技术上的困难，地效飞行器的研制并非常一帆风顺。

“小鹰号”最初采用了脆性较大的普通铝合金，有一回在礁石上停靠，再次起飞后受到海浪冲击，折断了后机身，当时总设计师阿列克谢耶夫也在上面，他果断地驾驶损坏后的飞行器回到了岸边。因为这次事故，阿列克谢耶夫受到了降职处分。



“小鹰号”和“雌鳐号”

美国在20世纪60年代末期就开始地效飞行器的原理性研究和试验工作。他们也同样着眼于军用，重点目标是长距离越洋运输，快速运送武装人员、装备和给养。1964年前后，美国在研制大型地效飞行器过程中，由于飞行稳定性和起飞抗浪等关键技术难题没有解决，在试飞中遭遇到两次重大失败，决定停止研制工作。到了90年代中期，美国又重新提出发展大型地效飞行器的设想，几年前，美国波音公司透露了其超大型地效飞行器“鹈鹕号”的发展计划，“鹈鹕号”的有效载荷为1270吨，作为军事应用可一次运载17辆坦克，但由于研制工作曾经中断过，美国的地效飞行器技术在激烈的竞争中已大大落后了。



美国大型地效“鹈鹕号”效果图

空气动力学的重大贡献

地效飞行器研制中存在大量技术难题，其中许多问题与空气动力学密切相关。

其一，如何充分利用地面效应的高升阻比气动构形问题。

由于地效区的高度正比于机翼弦长，有地效影响的高度仅为一个弦长，因此，一般地效飞行器均采用小展弦比机翼，这就限制了它的升阻比。为了获得较大的有效升阻比，必须研究各种新的布局形式，譬如复合式机翼，非平面布局，及其他有效的增升减阻措施。

其二，动力匹配与动力增冲原理和方法。

地效飞行器在起飞过程中为了克服水中滑行时的阻力峰，需要很大的功率储备；但在地效区内飞行时，由于升阻比较高，因此，需用功率要小得多，为起飞而用的发动机在飞行过程中则成为无用的重量负担。这方面的矛盾，给动力系统设计带来很大困难。

为解决这一问题，人们想到了将发动机或螺旋桨的尾流导入翼下，这样可以获得很大的增升效果，减小起飞时的动力需求，缓解动力匹配的矛盾。这些改动与发动机尾流、机翼、端版、襟翼等设计参数以及翼下垫升腔内空气的复杂流动状态有着密切的关系。

其三，起降抗浪能力。

起降抗浪能力是影响地效飞行器在海上使用的一个重大障碍。目前已有的大型地效飞行器，如俄罗斯的“小鹰号”，起飞抗浪高度大约为 1.5 米；380 吨级的“雌鹞号”，也不过 2.5 米。原则上讲，地效飞行器尺寸越大，抗浪能力越强。但在一定尺度下，采用滑行水橇、动力气垫、割浪装置和优化机身下部的线型设计等，都是提高抗浪能力的可能途径。

其四，近地掠海飞行的稳定性和飞行控制。

这是地效飞行器研制中最重要的关键技术问题。在地效区内飞行，作用在飞行器上的气动力和力矩随高度而变化，除常规飞机的“攻角焦点”外，地效飞行器还存在一个与飞高有关的“飞高焦点”。它们相对于重心的配位关系，直接影响飞行器的纵向稳定性。搞得不好，将会引发各种非稳定运动模

态，严重时，还可能造成失稳触水而损毁的灾难性后果。在飞行控制方面，由于飞行高度极低，对小高度表精度、控制系统响应时间等要求非常高，控制难度很大。因此，要深入研究稳定性裕度的选取原则和量化指标，以及高效可靠的控制方法，确保地效区内、外飞行的绝对安全。

地面效应空气/水动力学的研究为解决上述关键技术问题作出了重要贡献。

中国的“天鹰一号”

我国地效飞行器研制工作起步也是比较早的。从上世纪 60 年代中期开始，中船总的研究所和航空 605 所等单位，进行了有关问题的研究和小型试验样机的研制。经过 40 年的努力，船总的 702 所和 708 所已先后研制出“信天翁”系列和“小天鹅”小型地效飞行器，也叫地效翼船，其中，“信天翁”系列地效翼船具有在地效区以外飞行的能力。但上述型号都还处于试验样机阶段，进入实用化尚有一定距离。

为了加速我国地效飞行器的实用化进程，1995 年，701 所联合中国科技开发院和航空 605 所，在前航天部部长、当时的国家科委副主任李绪鄂和两院院士顾诵芬的支持、领导与亲自组织下成立了地效飞行器开发中心，崔尔杰院士担任该项目的总设计师。经过三年多的研制，终于试制了两架 TY－1 型也称“天鹰一号”地效飞行器原型机，一架做强度试验，一架在水上试飞。试飞样机可乘坐 15 人，速度为 140 千米/小时。



天鹰一号地效飞行器在湖面上飞行的实景

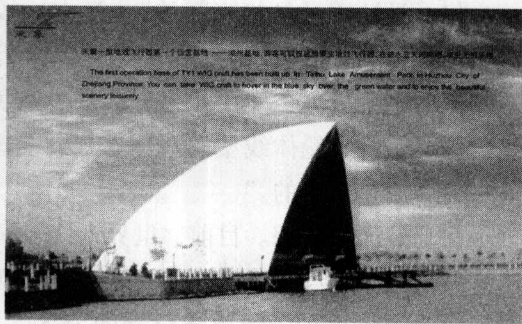
在研制过程中，科技人员成功地解决了气水动布局、动力增升、稳定性、操纵性、重量优化等方面的技术难题。中国航天空气动力技术研究院成立了

专门的研究小组，负责完成了高升阻比气动布局、部件和全机气动性能计算、变距螺旋桨与长轴设计和加工、动力增冲方法研究、飞行稳定性分析等大量工作。先后在701所的风洞和哈尔滨气动所的风洞中，进行了多批次的模型试验，获得大量气动性能和地面效应影响的数据，为飞行器气动布局改进和使用参数范围确定提供了可靠依据。科技人员还利用风洞的高压气源，因陋就简地进行了动力增冲试验，研究了影响增冲效果的各种参数，确定了设计中需要的参数变化范围。以后又派出人员到协作单位和生产现场，随时解决试验和生产中遇到的各种问题。科技人员提出的襟翼/导流片联动控制起飞的方案，很有创新性，获得了国家发明专利。

1998年，“天鹰一号”在湖北荆门水库试飞成功。“天鹰一号”长16.15米、宽11米、高4.9米，极限起飞重量达4.8吨，由两台300马力的莱康明发动机驱动，可以在内河湖泊3级浪条件下起飞、降落，可以在飞行高度0.6米~1.5米以140千米/小时速度巡航飞行。从外形上看，“天鹰一号”确实是似船非船、似飞机非飞机。它的下部，恰似三个大小不等的并行滑行艇；它的上部类似飞机，但又有三个与低速飞机明显不同的地方：一是机翼展弦比小；二是水平尾翼高置于机身尾部上面，其展长又大于机翼；三是螺旋桨远离发动机舱支撑于机翼前面的涵道中，通过长轴和发动机相连，涵道后导流片能将桨后气流引向机翼下的垫升腔起到动力增升作用。

在试飞中也陆续发现了一些问题，诸如发动机散热不好、螺旋桨轴承磨损严重、螺旋桨后气流冲击水面水花飞溅大等，后来采取不同的技术措施，都得到了妥善处理。经过试飞改进，“天鹰一号”初步定型，成为性能良好、使用可靠的实用型地效飞行器。

1999年，“天鹰一号”在太湖边上的浙江湖州基地投入运营，飞行于湖州基地与苏州东洞庭山之间的湖面、湖州基地与无锡马山之间的太湖湖面观光游览，吸引了江、浙、沪等地大批游客，至今已飞行4000多架次，载客30000多人



湖州运营基地

次，取得了很好的实用效果。长期实践已证明，“天鹰一号”性能可靠、驾驶方便、安全实用。

“天鹰一号”通过了中国船检总局的入级船检，是世界上第一个入级的同类地效飞行器产品。中国船级社和交通部对“天鹰一号”的航线运营，也正式颁发了轮机入级证书、安全证书、操作许可证书等各种证书。此外，在船检和港监的支持与帮助下，浙江湖州还建成了试飞和驾驶员培训基地，已先后举办了三期地效飞行器（地效翼船）培训班，培养驾驶员 7 名，地勤人员 12 名，其中有 4 名驾驶员已获国家交通部颁发的地效翼船驾驶员证书，为今后发展奠定了良好的基础。

碧海蓝天任翱翔

我国自行研制生产的“天鹰一号”地效飞行器，自 1999 年 6 月正式投入商业运营以来至今，已成为了世界上第一个坚持长期固定航线运营的地效飞行器。对于地效飞行器的商业运作模式、运营管理、维护保养、人员培训等积累了宝贵经验，为以后的规模化商业经营奠定了很好基础。

国内外对此给以高度评价，在国际航空界颇有影响的《国际飞行》杂志对“天鹰一号”研制成功作了报道，并且认为“中国已成为世界上地效飞行器主要的开发者”。参加过“天鹰一号”项目技术评审的俄罗斯专家组，俄“雌鹞号”地效飞行器总设计师基里洛维赫等人在观看过飞行表演后称赞“性能良好，设计质量是相当高的”。日本地效翼船专家山野正治在参观考察后说：“世界上很多国家研究地效飞行器，都没有很好地使用。中小型地效飞行器，中国水平最高，实用化最早，日本和德国都不如中国。你们解决了纵向稳定性、垫升、舱体线型和总体布局，美国和日本还正在研究稳定性，地效飞行器中国是领先的。”

碧海蓝天任翱翔。目前，世界上许多国家正在加紧发展大型地效飞行器，未来的路还很远、很长，也将更加艰难。为了推动我国水上交通运输高速化进程，为了满足军用地效飞行器的需求，我国科技人员正在攻克技术难关，中国的大型、巨型高速地效飞行器将在不久的将来面世。

第十一章
异军突起的气垫船

浅滩、沼泽、暗礁是船舶航行的大敌。有没有一种船能飞离地面，在浅滩、沼泽、暗礁区上面“飞”过、快速行驶呢？

有，这种船就是气垫船。世界第一艘实用气垫船由英国桑德斯·罗伊飞机制造公司建成，并于1959年成功地横渡了英吉利海峡。气垫船不但有高达160千米/小时的航速（为一般排水船的4～5倍），而且还具有两栖性，能在沙滩等复杂地形条件下航行，在军事、民用方面都有巨大的应用潜力。因此，气垫船作为21世纪重点发展的水上交通工具，受到了许多国家的高度重视。在这个领域，我国的气垫船已经以崭新的面貌展现在世人面前，可谓异军突起，方兴未艾。

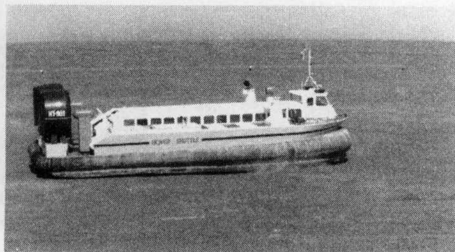


“黄金水道” 出奇兵

杭州湾是我国商贸活动十分发达的经济圈，但是，其南北交通却十分不便。从南岸浙江省的慈溪到北岸上海的乍浦，虽然有一条“黄金水道”，其水上直线距离只有40千米，然而一水之隔，“黄金”难求。其航道大部分为浅滩、浅水域，普通船舶根本无法航行，人们只能向西绕行200多千米，经杭州到上海；或向东经宁波坐海轮去上海，真是费钱又费时。从古到今，人们一直这样绕水而行，严重地影响了上海与慈溪地区的经济交流，制约了杭州湾地区的经济发展。

能否造出一种船舶，能飞离地面，在浅滩、浅水区上面飞过，快速航行呢?

奇迹终于出现了。1991年由中国航天空气动力技术研究院等单位研制成功了我国第一艘50客位的HT－901全垫升气垫船，经过各项测试与试验，符合国家相关行业标准，该艘气垫船于1992年6月用于杭州湾的南北“黄金水道”航线上，成为第一条慈溪——乍浦永久性客运航线。乘坐全垫升气垫船通常只需45分钟，就可以从南岸“飞”到北岸，然后换乘联运大巴车用3小时左右就可以达到上海市区，一天可以打一个来回，大大节约了时间和办事效率。这条航线的开通深受沿岸人民的欢迎，客流量很大，出现了一票难求的局面。为了满足客运需要，100客位的HT－903全垫升气垫船又于1994年研制成功。



HT－901 50座气垫客船



HT－903 100座气垫客船

那么，气垫船为什么能“飞”离水面快速在水面上航行呢？气垫船有哪些优点？国内外的发展情况又如何呢?

特异功能吸引军方眼球

早在两百多年前，就有人提出了气垫飞行船的设想，以让船舶离开水面，像飞机一样在空气中飞驰。但因为还缺乏气垫理论、关键技术和制造工艺等，直到20世纪50年代初还未能制造出实用的气垫船舶。

自从世界第一艘实用的气垫船由英国桑德斯·罗伊飞机制造公司建成，并于1959年成功地横渡了英吉利海峡后，气垫船便显示了良好的发展前景。它不但有很高的航速（是一般排水船的4~5倍），可高达160千米/小时；而且还具有两栖特性，能在沙滩、沼泽和冰雪等复杂地形条件下航行，因此不管在军事上还是在民用方面都有巨大的应用潜力。正因为如此，这方面技术一直受到世界上许多发达国家的高度重视，并已将气垫船作为21世纪重点发展的主要水上交通运输工具。

气垫船在军事上的应用前景十分广阔。全垫升气垫船可以水陆两栖运行，具有航行速度快、机动性能好、两栖越障能力强等三大优点，所以引起了军方的高度重视，并在军事上得到了广泛应用。一般气垫船的时速达70~80千米，高速气垫船的时速可达120~160千米。在登陆作战中，登陆速度可超过25节，它们可以快速抢占滩头阵地，有利于大幅度提高战斗力。

气垫船两栖越障能力也特别强，在海上、丛林、沼泽和冰雪环境下，均具有很好的越障能力，可以安全地通过暗礁和布雷区，因此特别适合于有岛礁、布水雷、埋暗桩的海滩登陆作战。它所具有的灵活机动作战能力，更使一般排水船无法比拟，低速时它可以原地掉头；全垫升导弹攻击艇，可以用于实施快速攻击；气垫快艇可用于侦察、快速救援和快速补给，使海军作战能力大大提高。

根据各国海军的要求，气垫船可以设计制造成各种类型，如气垫登陆艇、气垫导弹攻击艇、气垫运输艇、气垫补给艇、气垫巡逻艇等，还可用于边防、武警部队和海关执行边防巡逻、海上缉私和后勤支援等任务。此外，气垫浮桥、气垫平台，还可以帮助工兵快速架桥、铺路，在复杂的地形中保证部队快速推进。

英国是世界上气垫船开发最早和拥有先进技术的国家。它生产的一种快速登陆攻击艇，总重10.8吨，载重3吨，艇上主要部位有装甲，顶部配有机

枪，最大航速约96.2千米/小时，曾在马岛战争中用于攻占滩头阵地。俄罗斯是军用气垫船生产和使用大国，它的海军舰队拥有世界上最庞大的气垫艇编队。1985年，当时世界上最大的鸥式气垫船服役，可装载4辆轻型坦克，并可实施登陆作战。20世纪90年代初出现在波罗的海一带的20艘200吨级的高速军用气垫船曾引起各国军界的关注。

目前，美国在开发应用军用气垫船方面已占领先地位。他们建造的大型气垫坦克运兵艇总重200吨，载重90吨，最大航速约92.5千米/时。该艇具有理想的快速性，良好的机动性和独特的两栖越障能力，不受潮汐、水深、雷区、抗登陆障碍以及近海海底坡度的限制。美海军用LCAC艇进行过多次登陆演习，特别是在海湾战争中使用了气垫船进行两栖登陆作战，该艇可以在全世界70%以上的海岸线实施登陆作战。

日本和瑞典等国也不甘人后，且大有后来居上之势。据报道，日本最近研制成功了1000吨载重量的大型气垫船，其发展速度十分惊人。瑞典皇家海军则十分重视发展隐形军用气垫船，船上装有舰对舰导弹，由于它像隐形飞机一样不易被地面雷达发现，所以具有神速出击的战术作用。据外刊报道，瑞典皇家海军技术在未来的15年内将建成一支拥有28艘隐形气垫船的海军部队，使之成为世界上第一支隐形快速水面攻击部队。

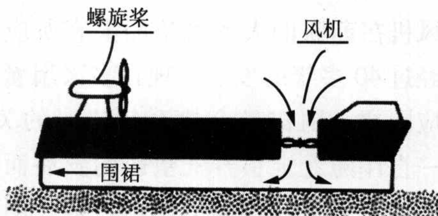
目前，英、美、日、俄及加拿大等军事强国，还从事了特殊用途的气垫船的研究和开发，如气垫浮船、气垫平台，可用于架桥铺路及油田开采工作；气垫驳船、气垫破冰船，可用于严寒冰封地带的运输与铺设油管作业等，可见气垫船在军事与民用上均具有广阔的应用前景。

气垫船“围裙”里的秘密

气垫船的工作原理是什么？

根据阿基米德原理，船舶在水中是靠排水量产生浮力浮在水上的，它的前进是靠船尾的螺旋桨推动。水是有黏性的液体，船在水中航行必须克服各种阻力，而随着航行速度的提高，螺旋桨的功率随着速度的增加而剧增，因此船速提高是受到限制的，现在普通船的航速达到40千米/小时左右就很难

再提高了。科研人员想到，物体在空气中运动所受到的摩擦阻力大大小于在水上所受的摩擦阻力，可以利用空气压力将物体（包括船舶）抬离地面或水面，减小摩擦阻力，从而使船舶能在物面上飞驰，并大大提高航行速度。气垫船根据上述的设想，利用装在船上的风机不断将压缩空气鼓进船底的柔性围裙内，形成气垫，把船抬起脱离水面，从而降低了船体的阻力。然后通过空气螺旋桨的推进，使船体贴水面或地面“飞”驶。



气垫船原理图

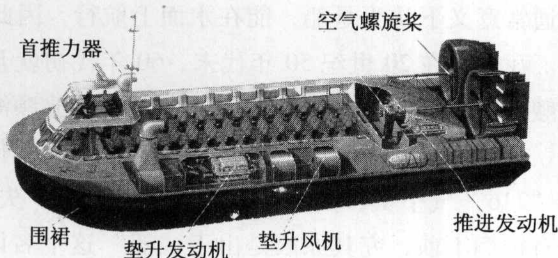
气垫船根据载重不同，其总质量从几吨到几十吨，甚至上百吨。那么风机鼓出的气流要具有多大压力呢？其值可以用下述公式来计算：

$$P_C = \frac{W}{S_C}$$

P_C：气垫船底部压力。S_C：气垫船底部围成的气垫面积。W：气垫船总质量。

虽然船体质量很大，但气垫面积也很大，因此，船体脱离地面所需要的的压力并不大。例如，英国 AP1－88 型全垫升气垫船总质量为 10 吨，气垫面积约 200 平方米，气垫压力只有 200 毫米水柱，所以风机完全有可能产生这种量级的压力。

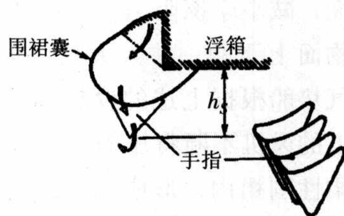
气垫船是由哪些系统组成的？气垫船与普通船舶在系统组成有哪些不同呢？下图是一种典型气垫船（英国 AP1－88 气垫船）剖视图，从图上可看到它的各系统的组成。



英国 AP1－88 剖视图

垫升系统 垫升系统是气垫船基本的、关键的系统，它由进气道、风机、围裙等系统组成。

目前，风机采用离心式的较多，轴流式风机在苏联的大型气垫船上有所应用。围裙经过40多年的发展，现在多采用囊指式的响应围裙。围裙是全垫升气垫船的关键部件，一直伴随着全垫升气垫船的发展而发展，其使得全垫升气垫船的越障性能、两栖性、耐波性有了质的飞跃，并且大大地降低了全垫升气垫船的功率。



气垫船围裙原理图

推进系统 由于全垫升气垫船完全脱离水面，无法使用水螺旋桨，只能采用空气螺旋桨。一般情况，空气螺旋桨多采用飞机螺旋桨。但好的全垫升气垫船的空气螺旋桨需要专门研制，以适应气垫船的防海水腐蚀性能和低速性能，并且大部分空气螺旋桨加了导管来提高推进效率。

船体 全垫升气垫船的船体多采用铝合金焊接或铆接结构，近年来，随着复合材料的发展，很多部件都用复合材料代替。

动力系统 一般情况下，总重50吨以下的全垫升气垫船多采用高速柴油机或汽油机。大吨位的气垫船一般采用燃气轮机，以减轻动力重量。

航天人大显身手

气垫船，在通常意义下认为是船，能在水面上航行，因此造船部门早就开始了研发工作。我国早在20世纪50年代末、60年代初就开始了气垫船的研制工作。第一艘增压式气垫船试验艇于1959年7月在旅顺海面完成了长航试验和登陆试验，但是一直未能完成气垫船的实用化。90年代初，由船舶研究所研制成功的“716”气垫艇，横渡杭州湾“黄金水道”失败。在此期间，我国的气垫船一直徘徊不前，究其原因是由于“船”这个名词误导，人们一直用造船的传统方式去思维、设计和制造气垫船，忽视了其中的空气动力学原理，从而造成了与世界先进国家的气垫船制造水平差距越拉越大。

真正抛弃“船”的概念，用新的眼光去分析气垫船的人是原航天部李绪鄂部长。1983 年 11 月，李部长去国外考察，他了解到在国外，气垫船开发单位大都附属于航空航天工业系统，如有名的“英国气垫船公司”就是英国惠斯特·莱特航天航空公司的子公司。美、俄的情况也是一样。他回国后与我国著名空气动力专家庄逢甘院士和时任北京空气动力研究所副所长的崔尔杰院士一起商讨，他们认为气垫船虽然叫“船”，而实际上它的推进原理、结构形式、操纵控制和生产工艺等更接近于航空航天飞行器。于是他们决定组织航天系统的技术力量，集中优势技术人才研发我国自己的全垫升气垫船。从此，我国气垫船的发展走出误区，到 1990 年底，由当时北京空气动力研究所研制成功的第一艘 20 吨全垫升气垫工程船在长江口首航成功，并获得了国家火炬计划金奖。在找到正确发展道路之后，我国的气垫船得到了长足的发展。

我国航天工业系统拥有研制气垫船所需的全部技术和工艺实力，拥有从亚声速到高超声速的全套地面模试设备，特别是拥有气动力理论和测控系统设计与开发的技术人员。航天部的领导整合了各方面的技术力量，在全部范围内开展了大协作，于 1992 年在江南水乡——江苏南通，合资成立了天通高速船开发有限责任公司。

虽说气垫船更接近于航空航天飞行器，但是两者还是有许多不同的地方，一个是在天上飞，一个是在水上行，这给研制工作带来许多难题。

拿船体的材料说吧，飞机在天上飞，机体接触的是空气；船在河水、海水中航行，船体接触的是河水或海水，两者都采用轻质的铝合金材料，但船体的材料就有不同的特点。它一是要耐腐蚀；二是不能采用铆接结构，要用焊接结构，为的是防止渗水。所以要寻找到一种强度高、耐腐蚀、可焊接的轻薄铝合金材料，这可使技术人员伤透了脑筋。他们走南闯北、走遍了大半个中国，终于在东北铝合金厂找到了一种代号为 180 的薄铝板，经在杭州湾“黄金水道”上航行十多年后，检验船体铝合金焊接结构，均无腐蚀与开裂，效果非常好。

用于推进的螺旋桨，它既不同于船在水中用的螺旋式推进器，又不同于飞机螺旋桨。螺旋桨装在船上，如果不采用外围导管的话，很容易伤人，其效率又低。这种特别的导管螺旋桨还需要有良好的低速性能及防海水腐蚀性，空气动力学方面及材料方面的工程师们花了很多时间才研制成功。

关于航行方向的控制，气垫船也有特殊的改变航向的方法。一般在导管

螺旋桨排气口处装一排方向控制板；为了使船变得更灵活，常常在船上两侧装上两个可改变排气方向的摆动喷管，根据反作用原理用改变控制板或摆动喷管的排气方向的方法就能改变气垫船的方向。

垫升用的风机是高效率、大流量、低压头的离心风机，而且要求工作时噪声小，不同于市场可以买到的一般风机，这由火箭发动机工程师们经过反复研究，终于设计制造成功。

总之，每前进一步都会遇到难题，在控制系统、动力系统等方面难题更多，不再赘述了。

经过十多年的探索、实践和协作攻关，目前我国已研制出4客位、50客位、100客位的系列气垫船十多艘，它们的详细性能参数列于下表。

航天研制的系列高速船型号表

名称	HT-903	HT-931	HT-901M	HT-901P	HT-952	HT-951	HT-904	HT-981	HT-973	HT-902	AMD150
长（m）	24.4	17.9	17.9	17.9	15.5	12	10.5	11.8	7	3.78	25
宽（m）	8.8	7.7	7.7	7.7	5.3	4.5	4.5	4	2.8	1.82	10.6
总重（t）	40	22	18	21	12.5	8.6	6	5.3	1.7	0.6	98
乘客或船员	100	60	4	4	32	20	20	4	6	3	170
有效荷载（t）	9.3	5.5	5	4.7	2.8	1.9	1.5	1.2	0.53	0.28	21
最大静水航速（kt）	40	30	32	32	32	33	35	30	35	35	28
垫升高度（m）	1.2	1.0	1.0	1.0	0.8	0.6		0.6	0.35	0.3	
适航区域	遮蔽航区	遮蔽航区	遮蔽航区	遮蔽航区	长江B级	平静水域	平静水域	平静水域	长江B级	长江B级	遮蔽航区
续航力（Hr）	5	5	5	5	5	5	5	5	3	5	8
动力（kw）	Duetz BF12L413C 2×386 kw	Duetz BF8L413C 4×190 kw	Duetz BF8L413C 4×190 kw	Duetz BF8L413C 4×190 kw	Duetz BF8L413C 2×190 kw	Duetz BF6L913C 2×147 kw	Duetz BF8L513C 4×220 kw	Duetz BF8L413C 1×190 kw	切诺基 1×127 kw	ROTAX 1×47 kw	TBD616V 122×839 kw
推进系统（数量×直径）	2×2.9m	2×2.3m	2×2.3m	2×2.3m	2×2.3m	2×1.5m	2×1.8m	1×2m	1×1.4m	1×0.64m	
垫升系统	6台离心风机	6台离心风机	6台离心风机	6台离心风机	2台离心风机	2台离心风机	1台离心风机	1台离心风机			

这些品种繁多的气垫船，各有各的用途，备受人们青睐。

100客位HT-903气垫船，航行在杭州湾“黄金水道”上，深受两岸人民欢迎。这一成功的事实引起了上海崇明岛地区的关注，他们也向天通高速船公司订购了两艘气垫船。

崇明岛是仅次于台湾岛和海南岛的我国第三大岛，上海到崇明，对岸直

线距离仅20多千米。由于长江口航道泥沙淤积，常规排水船必须绕道而行，航道距离增加一倍达50多千米，而且随着时间的推移，航道泥沙淤积愈加严重。由于全垫升气垫船不受浅水和浅滩限制，无需走常规航道，可以跨浅水、过浅滩直线航行，所以先后于1994年1月和9月交付的两艘108客位HT－903全垫升气垫船，投入上海宝山—崇明南门港和上海宝山——崇明堡镇港的客运后，受到了群众的欢迎。两条气垫船航线投入运行后，大大缩短了上海至崇明岛的航行时间，为崇明岛的经济开发创造了极为有利的条件。

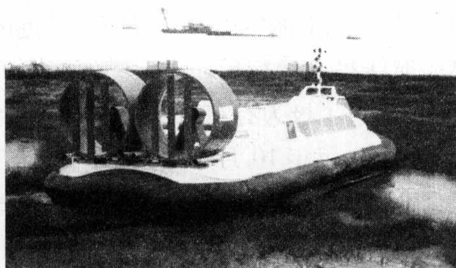
HT－931气垫船适于冰上飞驶。从古至今，每年10月中下旬，因水面开始结冰，中国黑河——俄罗斯布拉格维克港的普通船舶全部停航，一直要等到来年5月初，江面完全解冻才能恢复通航，船舶停航严重地影响了中俄的边界贸易。1994年10月，由航天系统研制成功了可在冰上飞驶的60客位HT－931全垫升气垫船，并把该船交付给东北边贸名城黑河市，开通了我国第一条冬季冰上国际航线，从此结束了黑河市春、秋两季因江面冰封，中俄两国不能通贸的历史。入冬以后，HT－931气垫船每天载着几十名出入境旅客、几十包边贸货物在黑龙江的冰面上或冰排漂浮的水面上穿梭航行于中国与俄罗斯港口之间，使边界贸易在严冬季节里变得热火朝天。



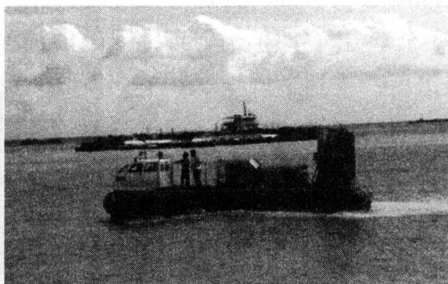
60客位HT－931气垫船

在发展气垫客船的同时也发展了工程气垫船，小型工程气垫船HT－952、HT－981系列在一些领域中发挥了重要作用。在近海油田、海滩沼泽地区勘

探石油时，因浅海、沼泽普通船无法通船，使作业人员及勘探物资无法运输，急需要小型工程气垫船。于是适合我国市场需要的 HT－952 和 HT－981 的系列工程气垫船应运而生。



30 座 HT－952 气垫工程船



载重 1.2 吨 HT－981 气垫工程船



20 座 HT－951 气垫客船



HT－952G 防汛观测船

1997 年中，20 客位的 HT－951 气垫船又研制成功，并出口到新加坡，开创了国产气垫船第一次出口国外的新纪录，引起了国际业内人士的关注。一些国家还在与我国商谈订购全垫升气垫客运船，这表明我国气垫船工业已在国际商业领域占有了一席之地。

随着我国经济建设的高速发展，研究人员的开发实力不断提高，他们充分利用航天领域和国内各行业的成熟技术，又陆续研制成功了防汛观测气垫船、AMD150 穿浪双体船、高速双人体育娱乐气垫船等系列产品。航天领域的气垫船工业以崭新的面貌展现在世人面前，可谓异军突起。



AMD150 穿浪双体船



体育娱乐气垫船

发展还未有穷期

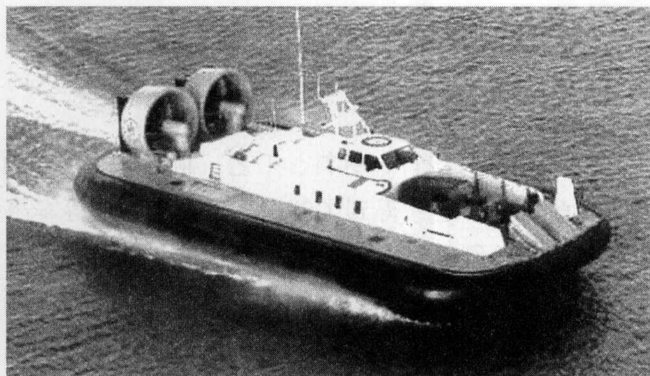
随着20世纪七八十年代设计、材料、工艺、制造等技术方面的发展，阻碍气垫船发展的一些难题，逐一得到了解决。英、美、苏等军事强国将气垫船技术用于军事上，先后研制出了大型军用运输船、登陆艇、野外探测气垫船等。到90年代后，动力由燃气轮机改用为柴油发动机，大大降低了建造和使用成本，使民用化有了可能。这时期建造材料主要还是采用铝合金或玻璃钢、焊接工艺，围裙采用柔性囊指式，大型气垫船的时速一般不超过100千米，有效载荷比例为30%左右，动力重量比有所发展。我国在此期研制成功系列型号的气垫船，并在民用领域得到广泛应用。

本世纪初，随着复合材料价格的降低，ABS公司推出了Kevlar增强复合材料为主的建船材料，大大提高了有效载荷比，降低了功率重量比，有效载荷与总重量的比例从30%提高到50%。此期间英国建成的ABS M10气垫巡逻艇和8000TD气垫巡逻艇就是两个实例。

随着新技术的发展，气垫船及时汲取了其他先进的技术成果。目前已有研究者将地效飞行器的特点应用到了气垫船上，使之成为一种新的复合型的飞行器或艇，这可能是大型气垫船的外形向突破时速100千米发展的新方向；再加上空气动力的构型的改进，以及采用新材料、先进的运动控制模式和先



英国 M10 气垫巡逻艇



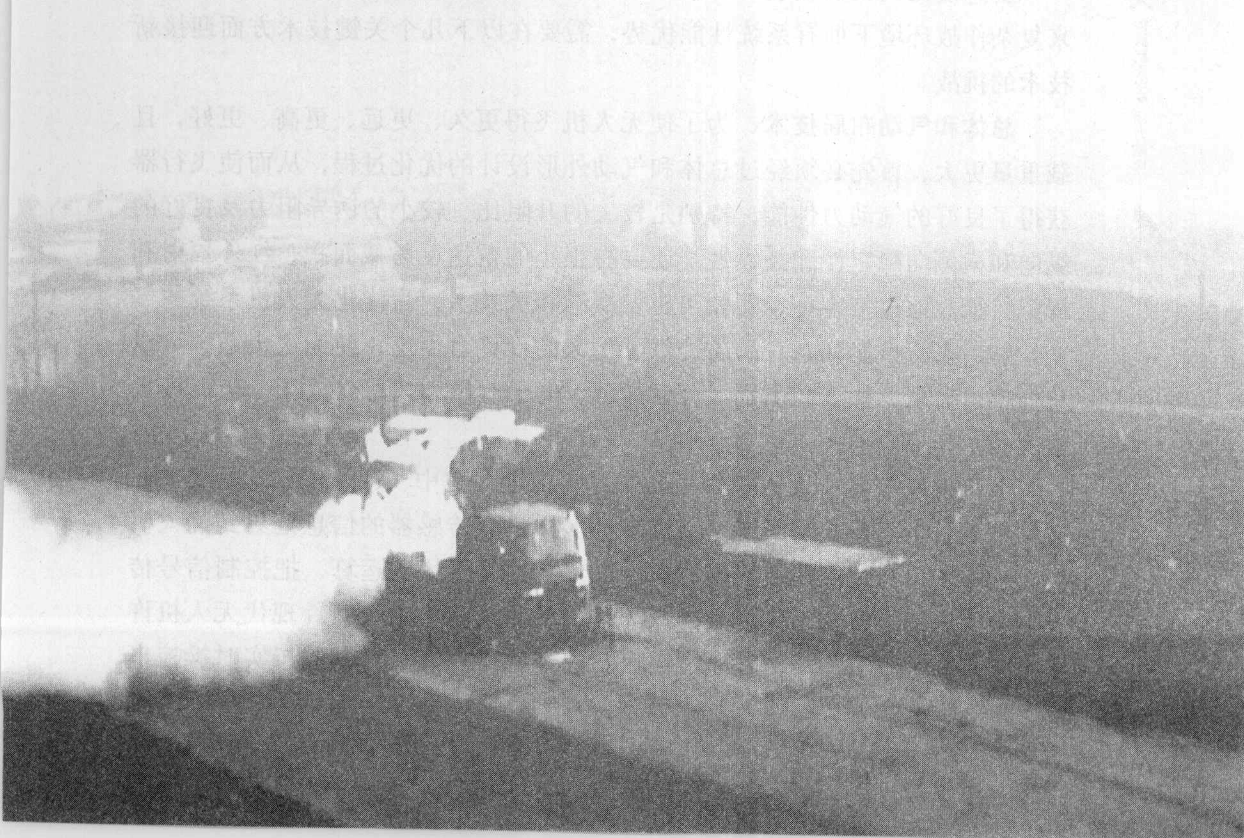
英国 8000TD 气垫巡逻艇

进的推进系统，气垫船将迈进一个崭新的发展阶段。

近年来，普通的全垫升气垫船也拓展了其应用方向，新加坡樟宜机场、韩国机场均用其作为沿海机场救生消防之用，印度、沙特阿拉伯、荷兰等国使用全垫升气垫船作为反走私、反偷渡等边防巡逻的有效工具。随着我国航天科技水平的迅速发展，科技人员实力的大幅提高，可以预见，我国将会更广泛地采用新的设计方法、新动力、新材料和新制造技术，更多的既能用于军事又能用于民用、商用的崭新气垫船系列将会很快面世。

第十二章
神通广大的无人机

千百年来，人类一直希望有一双飞翔的眼睛，能够揭开覆盖在战场上的“迷雾”，能够实时了解超视距范围的“秘密”。随着现代科学技术的发展，多种功能各异的无人机系统以其高效费比、攻防兼备的特点填补了现代高危险作战空域信息传输、情报监视、电子战及对地攻击等方面的空白。在国内外众多无人机产品中，“彩虹”这个名字已渐渐为人们所熟悉，本章所讲述的是以“彩虹”无人机为代表的系列无人飞行器产品研制背后的片断。



无人机的关键技术

自从1909年美国研制成功第一架遥控航模飞机起，无人机不断发展完善，并得到广泛应用。到上世纪90年代，随着信息化技术高速发展，无人机技术研究受到世界各国的广泛关注。美国、德国、法国、以色列等国家迅速推出了“全球鹰”、“捕食者”、“X-45/47”、“月神”、“麻雀”、“苍鹭”、“哈比”等一系列用于侦察、攻击、信息中继等用途广泛的无人机系统，在国际上迅速掀起了无人飞行器研究与应用的热潮。

那么，什么是无人机？无人机有哪些关键技术？无人机（UAV）是无人驾驶飞机（Unmanned Aerial Vehicle）的简称，它是一种由动力驱动、机上无人驾驶且可以重复使用的飞行器。

要想使无人机在续航时间长、飞行高度大、载荷能力强的同时能够在未来复杂作战环境下拥有系统性能优势，需要在以下几个关键技术方面迎接新技术的挑战。

总体和气动布局技术 为了使无人机飞得更久、更远、更高、更好，且载重量更大，首先必须经过总体和气动外形设计的优化过程，从而使飞行器获得了良好的气动力性能，特别是较大的升阻比、较小的诱导阻力及良好的纵向和横侧向稳定性和操纵性，还要有很小的雷达反射截面积、红外辐射和视觉特征。通过借鉴有人驾驶飞机发展的相关技术，为优化无人机系统的气动性能、飞行性能和隐身品质提供了更大的设计自由度，使无人机系统可以集侦察、监视、探测、识别、目标指示、电子对抗和攻击作战于一体，极大地提高了作战效率。

飞行控制技术 无人机像鸟儿一样自由地在空中飞翔，依靠的是复杂而且精密的自主飞行控制系统，它把多种多样机载传感器的信息汇集到无人机的大脑——飞行控制计算机内，通过大量且速度极快的运算，把控制信号传递到各操纵面，保持无人机按照预先设定的路线稳定地飞行。现代无人机许多态势判断、决策和动作是通过地面站内部的操作人员对其进行实时操控来

实现的，随着计算机处理速度和软件技术的巨大进步，使得自主控制和决策辅助成为可能，在未来作战环境中，无人机的信息化和智能化程度更高，飞行控制系统将向扮演控制和决策的双重角色发展，以实现多机自主协同作战与控制能力，并着力提高飞行控制系统的可靠性。

结构设计和制造技术 结构是无人机的骨架和肌肉。由于无人机与有人驾驶飞机之间存在的差异，使得无人机在结构设计、研制和使用维护上具有其自身的特点，结构较为简单、轻便和灵巧，成本较低，通常采用整体结构件设计思想，强调隐身构型和布局，可以大量使用复合材料和雷达吸波材料。未来的无人机将逐步采用智能材料和结构，能够根据任务性质，通过机翼、机身和尾翼等机体结构的三维变化，光滑而持续地改变外形，对不断改变的飞行条件作出响应，既可以获得较高的飞行速度，也可以具有较长的留空时间。同时，可以改善操稳特性、机动性能和隐身突防能力。

通信传输技术 无人机在超视距区域飞行，它的飞行状态以及获取的目标信息需要传回地面控制站，操作人员发出的指令也要上传，远距离无线通信传输设备是连接两者之间的不可缺少的纽带。当前无人机的通信传输能力仍然比较薄弱，数据链通信容易被干扰，数据带宽不够。近年来，大力开展研究了宽带、大数据流量的数据链技术，以对无人机实施有效的超视距控制，从战场管理的角度来讲，将无人机、有人机、外部传感器以及地面控制站联网是非常必要的，需要进一步发展的技术包括适应于全天候的安全宽带数据链的调制体制，分布式、高速处理技术和图像/数据压缩技术、动态无线组网技术、抗干扰、抗截获技术等。

推进装置技术 发动机是无人机的心脏，推进装置效率的改善可以显著提高无人机的续航能力、留空时间以及载荷携带能力。目前的无人机一般采用活塞发动机或燃气轮机，未来还可能采用新开发的燃料电池、太阳能电池、激光/微波推进、或其他新型能源推进系统等。

任务载荷技术 无人机的任务载荷如同飞鸟的眼睛、耳朵、爪子和尖喙，包括任务传感器和武器系统两大部分。无人机将携带合成孔径雷达、可见光/红外/激光/多光谱/超光谱搜索和跟踪系统，以及自身防卫等传感器，其研究方向主要是降低尺寸、重量和成本，以及如何将这些传感器与无人机更好地优化集成，使之具有全天候、远距离、高分辨率、高抗干扰性能等综合能力。

出于成本考虑，无人机机载武器以发展中的小型精确制导武器为主，提高制导精度和改进战斗部是无人机武器系统的发展关键，小直径精确制导炸弹和低成本自主攻击系统是无人机武器目前最理想的选择，高功率微波和激光等能束武器则将是未来无人机系统最有效的利爪。

经过几十年的发展，国内外大大小小的无人飞行器系统足有几百种，各有各的用途，神通广大。其中，实用效果显著的莫过于中远程无人机和小型无人机，中国航天空气动力技术研究院把握机遇，着眼未来，在无人机、微小型飞行器、近空间飞行器等技术领域开展了广泛研究，攻克了大量关键技术，形成了系列化产品。

晴空翱翔映彩虹

进入上世纪90年代，在多学科、多领域融合以及气动技术发展与创新的需求牵引下，研究院将眼光投放在无人飞行器技术这一热门领域。经过大量分析和论证，1999年春，研究院利用空气动力专业的传统优势，综合飞行器气动、飞行力学、飞行控制及系统集成等方面的技术力量，描绘出一个大胆而又果断的规划蓝图，从中程无人机研制着手，进行关键技术攻关，研制开发出具有国内先进水平的无人机系统，培养和建立了一支技术精湛的专业人才队伍。

1999年6月，由各研究室选拔出的7名年青人组成了无人机专项论证组，经过研究院多方筹措资金，在第一个科研任务需求的牵引下，无人机研制工作正式启动。论证组的年青人挤在几间破旧的办公室内，研究手段落后、参考资料匮乏，常常计算了几天还是一无所获。条件虽然艰苦，但是他们人人都怀着相同的愿望，每一份汗水都凝聚着相同的期待，期待着有一天自行研制的无人机腾空，自由翱翔在万里晴空。这个崭新的集体，以他独特的魅力，像磁铁一样吸引着更多的年青人纷纷加入。在这个生气勃勃、充满活力的集体中，35岁以下的年青人占到了80%，年纪最大的也不过四十多岁。研制工作初期，大部分同志都是刚刚参加工作不久的年青大学生，实践经验不足，国内也缺乏详细完整的学习资料，一切都是从零开始。一路走来，尽是艰辛，满是坎坷，但他们从未退缩，凭着年青人如火的热情和踏实的干劲，同心协力，勇于创新，在

挫折中提高能力，磨炼队伍，携手踏上了研制无人机的旅程。

为了尽快在国内无人飞行器研究领域取得一席之地，他们夜以继日地学习、讨论、推敲、再学习，在软、硬件严重缺乏的条件下，他们主要依靠国内所能找到的专业书籍、参考资料，大量汲取信息，边干边学，常常彻夜不眠，实在累了干脆就睡在简陋的办公室里。同志们经常互相打趣，自称这是“单身的优势”。1999 年末，为某部队研制的无人机总体设计方案初步完成，同时，完成了远程长航时无人机方案论证，首次参与了项目竞标。2000 年 4 月，无人机研制项目组正式成立，他们用短短半年的时间，先后完成了多项无人机方案的设计，从而使科研和实践能力迅速得到锻炼和提高。同时，项目组设立了相对健全的组织结构，拥有了总体设计、飞控设计、电气设计和结构设计等四个专业组，开始了 HW－1 型无人机的研制工作。

HW－1 型无人机是他们研制的第一架中近程多用途无人机，它既可用作高炮靶机，也可用于战地目标侦察和攻击。2000 年 7 月，第一架 HW－1 型无人机开始组装，年青的设计人员看到自己亲手设计出的第一架飞机，心情十分激动。他们抚摸着陌生又亲切的零部件，心中感慨万千。结实的机身、光滑的机翼处处都饱含着自己的辛劳和汗水，可面对着这项崭新的工作却又无法得心应手，经验的匮乏使总装工作遇到了许多困难。在全机安装工作中，他们忍受着材料加工的刺鼻气味，忍受着蚊虫的叮咬，常常在潮湿的旧车间里一干就是一个通宵。经过近 20 天的努力，HW－1 型无人机终于组装完成了！

由于刚刚进入无人飞行器研制领域，没有任何经验积累，HW－1 型无人机在调试过程中经历了许多挫折和坎坷。为了完成飞机遥控以及机载参数采集任务，解决电磁兼容问题成为大家关心的焦点。因为缺乏专业工人，为了按时完成机载设备和遥测遥控系统的联调工作，他们经常连续通宵工作，设计人员承担起了大部分施工工作。时值寒冬，窗外寒风凛冽，室内却热火朝天。经过这一次联调，他们完成了无人机远程遥控和遥测技术的学习和实践，积累了大量解决电磁兼容问题的经验，初步掌握了无人机测控、电气、发动机、结构制造等方面的主要技术。

2001 年 12 月，迎来了令人难以忘怀的 HW－1 型无人机首次飞行试验。在一个隆冬的傍晚，美丽的夕阳映照着飞机的矫健身躯，伴随着发动机的轰鸣，飞机逐渐加速、离地，腾空而起，10 分钟后，飞机平稳着陆。这一刻，

是期待已久的，也是永难忘怀的。自行设计、研制的第一架无人机终于顺利地飞上了云霄，看到这一壮观的景象，许多人流下了喜悦的泪水，大家欢呼雀跃、相互拥抱。



“彩虹”无人机在发射架上起飞

面对着跨越式的一步，他们并未满足成绩而停滞不前，他们牢记与同行对手的差距，丝毫不敢懈怠分秒，在 HW－1 型无人机的研制基础上，又先后完成了模拟样机的助推段试验、火箭助推遥控机试验。之后，HW 型无人机正式更名为“彩虹”型无人机。2004 年 3 月，彩虹－1 的原型试验机首次自主飞行试验，火箭助推发射和初期飞行航迹均正常，后因飞行控制系统姿态传感器出现问题致使试飞未达到预期效果，在他们心中留下了沉重的烙印，久久挥之不去。经过深入研究和多轮讨论，对机载设备进行了大幅度改进，各分系统设计也作出了相应的完善。

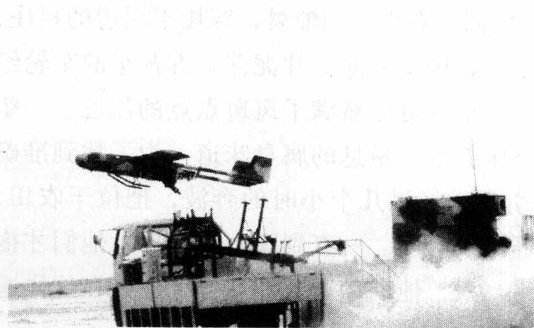
2004 年 7 月，这支经历了考验的年青队伍，带着彩虹－1 型试验机再赴试飞场，迎接新的考验。试飞前恰逢令人难以忍受的“桑拿天”，厂房又有蚊虫叮咬，大家只得穿着长衣长裤，稍稍活动，衣服便被汗水浸湿了，粘在身上。折叠降落伞是一件耐心细致的活儿，巨大的主伞铺开了足足占去狭小厂房的一半，他们只能跪在旁边一点点地折叠。配平飞机的重心也是费时耗力的活儿，为了将数百斤重的庞然大物翻转 180 度，他们只能用自己的肩膀扛着。安装机载设备是一件用脑用心的细活儿，有时要反复拆装、调整布局。这样的工作经常持续到凌晨四五点。

为了做好试飞前的准备工作，他们冒着正午的酷暑，穿梭于周边的村庄，布置飞机航迹的监测点。因为刚刚下过雨，路面一片泥泞，吉普车的车轮经常陷入混杂着腐草和垃圾的泥浆中，车身也已溅满了斑斑点点的泥巴。一望无际的田野里热浪翻滚，空气里充斥着令人窒息的腐臭味道。为了找到准确的经纬度，他们在当地居民的指引下，经过几个小时的奔波，把位于农田、山坡、河谷、树林的监测点逐个进行了落实。一直到晚上九点多，他们才拖着疲惫的身躯回到了营地。而试飞当天，他们为了监测航迹，就是在这样遍布蚊虫杂草的荒野里，一站就是大半天。

试飞需要适当的天气条件，为此，他们一等就是三天。也许上天要给予这支年青的队伍更多磨炼，第一天就刮起了大风，他们在烈日下足足等待了一整天。小伙子的汗珠打湿了地上的小草，姑娘们白嫩的脸颊被晒红脱了皮。现场总指挥急得团团转，多少不眠夜已经把他熬得更加瘦弱，面对着无常的风向他只得一支接一支地抽着闷烟。第二天酷暑依旧，中午过后，好不容易等来适合试飞的时机，他们迅速地把飞机装上了发射架。突然，天色变暗，狂风大作，眼看一场暴雨将至，为了保护飞机免受雨水浇灌，几个小伙子飞快地跳上发射车，撑起一块巨大的塑料布盖在飞机的上方。雨水无情地打在年青人的身上，浑身上下立刻湿透了，他们丝毫没有躲闪的意思，只是时常整理一下手中的塑料布。第三天艳阳高挂，终于迎来了激动人心的时刻。随着总指挥“点火”的一声口令，在飞机腾空的那一瞬间，每一个人都屏住了呼吸，每一双眼睛都牢牢地锁定在这永生不能忘却的一刻。彩虹 -1 型无人机腾空飞向蓝天，渐渐消失在云层深处，大家的手心里都是湿湿的。一会儿，远处传来了熟悉的声音，所有人都抬起头焦急地四处寻找着，“在那里!”突然有人喊了一声，试验场沸腾了，像是迎接久别归来的孩子，大家指着飞机欢呼、雀跃，久久不能平静，欢迎彩虹 -1 型无人机胜利归来。

经过几年的积累，彩虹 -1 型无人机系统已达到国内先进水平，外形尺寸小，装备效费比高，具备了优良的实用性能，受到用户的一致好评。但他们并未停留在已有的成绩上，他们再接再励，在彩虹 -1 型的基础上研制出了具备更高性能的彩虹 -2 型无人机系统。

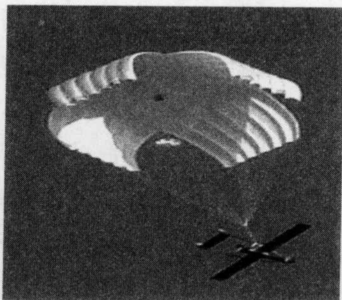
2005 年岁末寒冬，他们齐聚在寒冷破旧的厂房中，紧张地进行着彩虹 -2 型系统的总装总调。庞大的飞机和控制舱占据了厂房中本不宽敞的空间，大



“彩虹”无人机起飞了



在空中飞翔



打开降落伞徐徐降落



胜利归来

家只得将大门敞开着，零部件铺开了一地。腊月里的寒风呼呼地刮着，灌得满屋子都是冰冷的气息，为了彻底保证飞机按时完成安装和调试，他们在院子里架起两盏白炽灯，连续几天几夜在厂房里埋头苦干。饿了，就匆匆扒几口凉盒饭；困了，就披件军大衣，靠在沙发上歇一会儿。12 月天气寒冷，滴水成冰，空旷的厂房到了深夜便寒冷彻骨，他们就在这样的环境里整整干了十天。他们轻装上阵，带着新研制的彩虹 -2 型无人机奔赴试验场，大家满怀着期望和喜悦，在这片熟悉的土地上再次腾飞起一个新的希望。各项准备工作已顺利完成，大家怀着激动的心情，早早来到试验场，随着“轰”的一声巨响，彩虹 -2 型无人机飞上了蓝天。控制舱外欢声一片，舱内同志们看着飞机跃上云霄时正常传输回来的清晰图像，也为之振奋。彩虹 -2 型无人机是在彩虹 -1 型的基础上研制成的，各项性能指标设计明显高于彩虹 -1 型。

随着彩虹 -1 型无人机和彩虹 -2 型无人机研制的相继成功，一支年轻而

有战斗力的队伍正在悄然崛起，迎接他们的是更大的挑战和不断的进取，彩虹－3型无人机成为2006年他们工作的又一个里程碑。

彩虹－3型无人机采用鸭式翼身融合布局，而且要具备自主起飞和着陆能力，如果能够研制成功将标志着研究院在国内无人机领域达到了一个新的高度和领先水平。面对各种技术难题和以前从未使用过的新技术，这支年轻的团队在总设计师和总指挥的带领下，开始了一个又一个新技术的攻关工作。

彩虹3－型无人机跟以前的彩虹－1型和－2型无人机不同，需要长时间的滑跑试验才能正式飞行。2006年的12月初，试验队就进驻了基地开始滑跑试验，这个冬天十分的寒冷，然而试验必须在跑道上进行，在初期低速滑跑试验阶段，为了保护飞机大家跟着飞机跑，不一会儿就会大汗淋漓，呼呼的北风迎面吹来，寒风刺骨，可是大家都戏称这样下去身体就更健康了。2007年元旦的那天，天空下起了大雪，似乎预示着丰年，可雪花覆盖了跑道就意味着无法继续进行滑跑试验，无法尽早进入试飞试验。总指挥比谁都着急，为了提前完成任务，在机场工作人员的配合下迅速完成了整个跑道的清扫工作。当别人都在享受新年喜悦的时候，当大雪皑皑覆盖着田野的时候，当人们都在屋内享受温暖和安逸的时候，试验队还在跑道上艰辛地奋战着。为了节约时间，滑跑试验安排在白天，于是众多的程序调试、设备和结构调整以及飞机的检修维护工作只能在夜间进行，记得好几次大家都加班到了凌晨三四点才回到住处，大家倒头就睡，第二天一早还要继续进行试验。

2007年2月3日，这是一个令人难忘的日子，虽然那天出了太阳，但依然很冷，这是彩虹－3型无人机首飞的日子。院领导纷纷来到了试验现场，这既是对试验队的鼓励也给试验队带来了极大的压力。前一天晚上大家讨论试验应急方案，几乎一夜未眠，可是每个人的脸上都看不到一丝的疲惫。由于天气的变化，突然刮起大风，总指挥毅然决定，“我们等”。下午四点，天气转好，在现场指挥员“准备起飞”的一声令下，发动机点火、滑跑开始、加速、抬头、爬升……这个整个团队为之奋斗了一年的“大家伙”终于翱翔上了蓝天。可是大家一点都不敢激动，因为谁都知道技术难度最大的就是自动着陆了，经过近三十分钟的飞行之后，彩虹－3型无人机沿着预定的航迹线进入了人们的视线。“进入浅下滑、姿态正常”，“高度10米，航迹线跟踪正常”，5米，3米，1米，触地了……随着一连串的指令传出，彩虹－3型无人

机终于完成了首飞，稳稳地停在跑道上。“我们成功了，我们成功了！”……每个人都很兴奋，大家奔跑在跑道上，跑向飞机的跟前，许多队员眼中都噙着幸福和喜悦的泪水。

彩虹-1型无人机成功完成100千米测控系统飞行试验，开创了研制过程长距离飞行的先河。同时，研制开发出更高性能的彩虹-2型、彩虹-3型等系列无人机系统，在大尺寸、长航时、远程无人飞行平台研究中投入了大量资源。目前，彩虹-2型无人机经过多次成功的飞行试验已顺利交付用户，彩虹-3型无人机也完成了成功的飞行试验。至此，他们利用短短的六年时间，在国内无人飞行器研究领域占据了较为领先的地位，技术水平可以和国外先进水平媲美，经济规模跻身国内先列，综合实力逐步向国内一流研究机构发展。

掌心里的“蝴蝶”

美国早在上个世纪90年代就开始设想，研制可以装在士兵口袋里的微小型无人机，士兵可以像扔“纸飞机”一样将它放飞。而这类无人机在士兵的控制下可以对士兵所关注的地区进行探测、侦察。

中国航天空气动力技术研究院利用自身发展无人机领域所积累的基础，研制开发出如同蝴蝶般美丽、小到可以用手掌托起的无人飞行器系统——闪电型微型飞行器，在国际展览会上引来了无数好奇的访客。

对于微型飞行器技术的研究始于一项科研任务的研究，经过不懈努力，先后攻克了气动设计、飞行控制等关键技术，2004年3月，研制出实用型60厘米量级微型飞行器，并成功完成了实时传输图像、全程自主飞行试验。这项科研成果带动研究院在低雷诺数流动机理研究、数值模拟和风洞试验技术方面取得了较大进展。经过大量改进工



闪电型微型飞行器

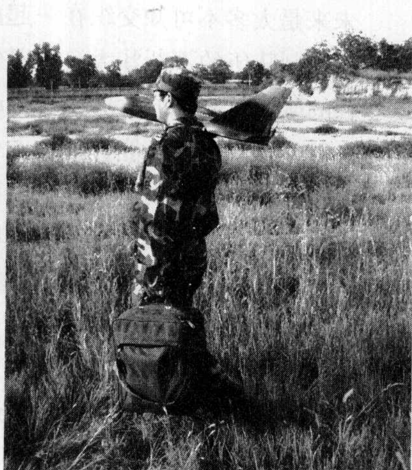
作，目前这类飞行器系统已具备了实用功能，作为信息采集平台使用受到一致好评。

闪电型微型飞行器是一种微小型无人机系统，机身尺寸不过方寸之间，便携式控制站可以放在一个手提箱内，系统具备自主飞行和实时传输图像能力，适用于战场侦察、通讯中继、勘探监测等。系统主要包括飞机本体和地面操纵装置，动力系统采用活塞式发动机，机载设备和控制系统主要为微型摄像机、陀螺、微型 GPS 及舵机等。

该飞行器系统全程自主飞行（程序飞行），可以按预定的程序以有利的巡航速度、高度和航向飞抵战区，启动侦察设备进行搜索，并将侦察数据通过机载设备传至地面控制系统，实现图像信息的实时传输。一旦发现重点目标，地面控制系统可通过发送遥测指令，使无人机对重点目标实施定位侦察，并将数据信息传回，以便操作人员对目标进行识别、判定，从而形成侦察情报，最终传回指挥中心。

闪电型微型飞行器形体简洁、坚固，可以方便地装入士兵的背包，放飞出去便成为有力的信息采集平台，士兵的视野不再被建筑物、森林等屏障而阻隔，大大提高了士兵在复杂地形环境中的侦察和生存能力。同时，它还将是士兵延伸的双手，帮助士兵完成危险物质探测、近距离电子干扰及攻击等任务。当更多士兵配备这种小型飞机后，作战场面一定又是另一个面貌。

受到国内外专家广泛关注的闪电型微型飞行器，被人们爱称为“掌心里的蝴蝶”。这只漂亮而娇小的“蝴蝶”在天上飞行时，人们不由得想起了在研制过程中发生的一段往事：那是在 2003 年春夏之交，我国正是“非典”肆虐的时期，到处弥漫着对“非典”的恐慌。这对微型飞行器的研制和试验带来了意想不到的困难。他们采取了必要的卫生防御措施后，顾不得个人安危，利用“五一”假期，在宽旷的外场开始了飞控系统的调试。每天早上



士兵肩扛的闪电型微型飞行器

五点前起床，工作结束时太阳早已落山，他们在技术上要克服一个又一个问题，在生活上天天头顶烈日，个个晒得黝黑，简直像“非洲人”。经过他们一个月的艰苦努力，看到自己亲手研制成功的娇小美丽的“蝴蝶”展开双翅飞向蓝天，在天空翩翩起舞时，那种甜蜜的味道只有辛勤劳动的人才能体味，他们在心中默默地说道——值得。

牵手未来之约

经过六年的努力，研究院还圆满完成了国家多项涉及无人机的科研课题研究工作，开展了太阳能飞行器、高亚音速无人机、无尾布局无人机、微型扑翼式飞行器及其他高性能特种飞行器的预先研究工作。经过长期的技术攻关，现已掌握了无人机总体综合优化设计技术、先进气动外形及优化设计优势技术、先进气动外形数值模拟和风洞试验技术、飞行控制技术、导航和任务管理综合技术、高集成度、高可靠性电气系统设计及优化技术、高性能和低成本地面系统集成技术、先进复合材料结构设计和生产加工技术、起飞和着陆技术、高效率螺旋桨设计和优化技术等多方面先进的优势技术，为未来深入发展特种飞行器技术奠定了良好的基础。

未来是太多不可知交织在一起的光环，它充满挑战又饱含硕果。随着特种飞行器研制队伍的不断壮大，随着研制经验的积累和研制条件的不断改善，这支年轻的队伍对未来的发展要求也越来越高。他们不仅仅期盼自己的无人机能飞上云霄，他们更期待能有更大的作为，能在国际同行中争得一席之地。他们畅想着自行研制的无人机能飞遍全国的每一个角落、飞向世界的广阔天地；他们畅想着为自己的产品创造家喻户晓的品牌，成为众人心中的明星；他们畅想着从这支队伍里走出更多的航天科技精英，撑起一片天空；他们畅想着为自己的飞机建设更好的家园，提高批量生产的条件。他们的畅想很多很多，但却不敢有丝毫的停歇，因为他们清楚地知道科技发展的快速、同行对手的强势以及自身存在的不足，他们更加清醒地认识到未来的路仍然很遥远。

雄关漫道真如铁，而今迈步从头越！

第十三章

清气高旋——吹绿美丽家园

几百年来，人类创造了历史上最为辉煌灿烂的物质文明。但与此同时，人类自己也在破坏着赖以生存的家园：臭氧层被破坏、全球气候变暖、水资源匮乏、酸雨、土地沙漠化以及生态物种的消亡等等。人类赖以繁衍生息的地球表面逐渐失去她原有的美丽和富饶，环境问题成为摆在人类面前严峻的挑战。我国是发展中国家，人口众多，资源匮乏，而且正处于工业快速发展时期，生态环境较为脆弱，环境污染和生态破坏已成为危害人民健康、制约经济和社会发展的重要因素。

保护环境，已经成为每个公民的共同责任。航天人能为环保作出什么贡献？空气动力学研究者交出了自己的答卷。



AFGD 气动脱硫技术——让我们呼吸新鲜的空气

二氧化硫是我国大气的首要污染物，而大气中的二氧化硫主要来自燃煤排放的废气。1950 年，我国的工业化初始发展阶段，全国煤炭年消耗量为 2000 ~ 10000 万吨，二氧化硫的排放量为 50 ~ 200 万吨。在 1960 年以后的工业化第二阶段，煤炭年消耗量近 45000 万吨，二氧化硫的排放量为 300 ~ 700 万吨。在 1980 年以后的工业化第三阶段，煤炭年消耗量达 80000 万吨，二氧化硫的排放量为 900 ~ 1500 万吨；1990 年全国煤炭消耗量为的 9. 8 亿吨，1997 年已达 14. 48 亿吨；1998 年全国烟尘排放量达 1452 万吨，二氧化硫排放量达 2090 万吨。全国降水平均 pH 值范围在 4. 13 ~7. 79 之间，降水平均 pH 值低于 5. 6 的城市占统计城市数的 52. 8%，73. 03% 的南方城市年均 pH 值低于 5. 6，其中临安、株洲、益阳、韶关、清远、南昌、鹰潭和长沙等城市 pH 值低于 4. 5，北方城市中的图们、青岛、西安、铜川降水平均 pH 值低于 5. 6。

二氧化硫是一种无色具有强烈刺激性气味的气体，易溶解于人体的血液和其他黏性液中，对人体健康产生严重影响，如上呼吸道炎症、慢性支气管炎、支气管哮喘、肺气肿、眼结膜炎症、引起肺纤维性病变等；对青少年的生长发育也有不利影响，使青少年的免疫力低下，抗病能力弱。此外，二氧化硫还会对金属和非金属造成腐蚀、损害植物的生长机能、使土壤酸化和贫瘠化、严重破坏文物古迹、森林和水生生物。

据不完全统计，从 1990 年 ~ 2003 年，全国有近 20 家环保公司先后引进了日本、德国、美国、挪威、意大利、奥地利、丹麦等八个国家的火电厂烟气脱硫技术。虽然我国的二氧化硫污染治理已进行多年，但酸雨污染在总体上并没有得到有效遏止，其中重要的原因之一是火电装机容量配套建设的脱硫设施投运率不高。而造成脱硫设施投运率不高的原因，主要是对脱硫核心技术掌握不足造成的。国外的烟气脱硫技术具有工程经验丰富、系统运行稳定、脱硫率高的特点，但也存在能耗高，投资大的缺点，特别是对粉尘的适应能力较差。而我国电厂的燃料——煤的灰分含量是欧美、日本等国家的近 5 倍，并且锅炉燃烧技术、除尘技术与这些国家相比，仍有相当的差距，因此，

常常出现引进技术“水土不服”的问题。

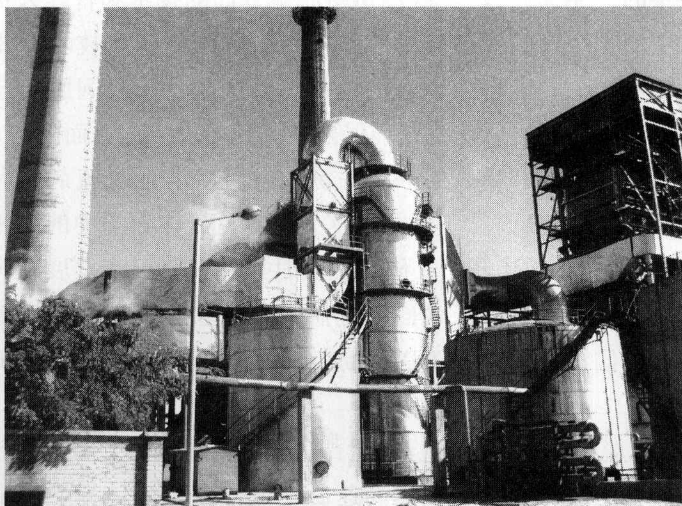
经过多年的“生搬硬抄”，我国从事脱硫方面的技术和管理人员也意识到开发具有自主知识产权的脱硫技术的重要性。我国的脱硫技术需要在借鉴国外脱硫经验的基础上，走自主创新的道路，以摆脱目前我国脱硫技术基本上依赖进口的局面。许多科研院所、环保公司已开始投入这方面的自主研发。

净化空气就要脱硫。脱硫的一个关键问题就是要让脱硫剂与大气中的二氧化硫充分接触以加速反应，这不正是空气动力/流体力学中的两相流掺混问题吗？从上个世纪 90 年代开始，研究院及时抓住军转民和发展军民两用技术的契机，针对旋流理论进行深入的理论研究和试验研究，一种高效的脱硫技术应运而生。我们将其称为 AFGD 气动脱硫技术（Aerodynamic Flue Gas Desulfrization）。

AFGD 气动脱硫技术的基本机理是：利用过滤器使烟气形成旋转气流，与过滤器上端流下的液体相遇，气体高速旋切液体并将液体托住反复破碎，液粒变得越来越细，气液充分混合并在恰当的参数匹配下形成一段动态稳定的液滴悬浮层，当气体的托力与液滴重力平衡后，最早形成的悬浮液将被新形成的悬浮液所取代，带着捕集的二氧化硫、粉尘等污染物排出过滤器，净化后的气体从烟囱排出。

1993 年，中国航天空气动力技术研究院开始了气动脱硫装置原型样机的研制，掌握了关键技术的各种参数和条件。1998 年建立了航天环保试验室，专门用于 AFGD 气动脱硫技术的理论研究和实际工况模拟。在多年理论和实践相结合的研究中，积累了大量的试验数据和设计、调试、运行经验，为实际工程应用打下了扎实的基础。这种充分利用航天高技术优势、拥有自主知识产权的脱硫技术引起了国家环保部门的高度重视，得到了产业发展政策的支持。2003 年，AFGD 脱硫技术应用于北京燕山石化自备 220 吨水煤浆锅炉烟气脱硫。该系统的核心设计、安装、调试完全由研究院完成。该系统建成后，往日从烟囱冒出的乌黑浓烟不见了，往日呛人的烟味也闻不到了，常常给人造成锅炉未运行的错觉，周围的市民和职工交口称赞。经北京市环境检测中心检验，该系统脱硫率大于 95%，除尘率大于 95%，年减排二氧化硫近 10 万吨，年减排粉尘近 5 万吨。2006 年，中国石油化工集团公司组织了有关专家对该项目进行了科学技术成果鉴定，获得了与会专家和领导们的一致

好评。



北京燕山石化脱硫工程

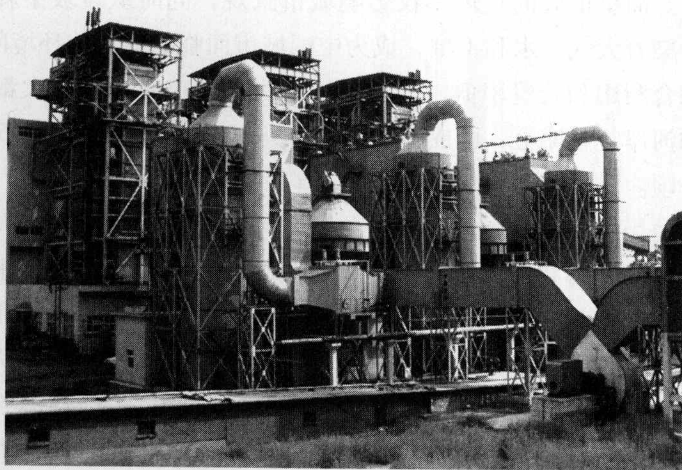
首次大型脱硫项目的研制成功，不禁令人回忆起研制过程和竞争该项目的情景。

由于在该项目开发前，研究院尚未拥有如此规模的脱硫项目，对于用户来讲，也是个“吃螃蟹”的项目。燕山石化是非常严谨的单位，该项目的负责人是一位亚太地区技术专家。他们在经过近一年的国内外考察中，初步肯定了 AFGD 脱硫技术，认为其传质效果远高于以喷淋法为代表的其他脱硫技术，具有能耗低、造价低的特点。但他们对研究院的技术数据和模型仍将信将疑。为此，根据燕山石化的要求，研究院环保事业部先后进行了生石灰、石灰石、氨水等脱硫剂的试验，提供大量的数据和模拟曲线。为验证这些数据和曲线的可靠性，燕山石化常常采取“突然袭击”的方式，要求重复有关试验，他们派人监测脱硫剂的制备，而脱硫效率的监测则完全由燕化监测中心自己操作，仪器也是采用他们中心自带的仪器。

有一次，在碳酸钙试验中，燕化监测中心半天没有测出数据来，开始他们怀疑是仪器出了问题，后来重新标定了仪器，同时还请来了北京市环境监测中心的技术人员一起测试，结果从脱硫塔出口的二氧化硫非常少，与研究

院的试验数据完全吻合。燕山石化还数次组织了有关专家对试验进行评估，对已建成的工程进行实地考察。最终以令人信服的技术和能力取得了他们的信任，为最后中标打下了坚实的基础。在这一项目试验、建设的日子里，科技人员和用户在办公室、试验室研究切磋，在工地上摸爬滚打，流下了辛勤的汗水，品尝了诸多的艰辛，在运行合格、正式交付的那天，在场的人的脸上都绽放出灿烂的笑容。

目前，AFGD 气动脱硫技术已在山东、湖南、云南、河南等地的中小型锅炉上广泛应用，效果良好。在航天科技集团公司的大力支持下，AFGD 技术已经在内蒙古海勃湾电厂中标，使该技术在更大型的电厂锅炉吨位上得到了应用。AFGD 已能建立自身的脱硫数学模型，可对不同工况的电力、冶金、建材、化工等行业的废气进行“量身订做”，确保高效率、低能耗和长期稳定地运行。可以预期，这项技术在更广阔的地域推广，将为地球家园的碧水蓝天作出更大的贡献。



山东张庄热电厂脱硫项目

等离子垃圾处理技术——让我们喝上干净的水

人们大量地消耗资源，大规模生产，大量地消费，又大量地产生着废弃物。

我们每个人都是垃圾的制造者，又是垃圾的受害者，我们更应是垃圾公害的治理者。

每天被我们丢弃的可乐瓶和被称为白色垃圾的塑料袋、一次性塑料餐盒，它们都属于高分子聚合有机物，即使埋在地下，一两百年也是烂不掉的。它还会使土壤板结、肥力降低，甚至使土壤失去耕种的价值。全国城市生活垃圾年产生量为1.4亿吨，城市人均年产生活垃圾440千克（高于一些欧洲国家的人均垃圾产生量），但能达到无害化处理要求的还不到10%，垃圾围城现象较为普遍。简单堆放的垃圾不仅影响城市景观，同时从垃圾中释放的气体和渗滤液污染着大气、水和土壤，成为中国城市面临的棘手的环境问题。

由于综合利用和处置率低，工业固体废物和城市生活垃圾大都堆积在城市的郊区和河岸、荒滩上，已成为严重的污染源，累计堆存量达65亿吨，占地5万余公顷。

以医疗垃圾、电子垃圾为代表的危险固体废弃物，除了占领大片的土地以外，更重要的是对我国的水体造成严重的污染，对人、畜的健康造成极大的危害。医疗垃圾是指在对人和动物在诊断、化验、处置、应用和疾病预防等医疗活动的过程中产生的固态或液态废物，主要包括传染性废物、病理废物、利器废物、制药废物、基因污染物、化学品废物、放射性废物等；其次是门诊及住院病人的生活垃圾。据统计，仅上海市每年产生的各类医疗垃圾达2.5万吨，并以5%～8%的速度上升。在国际上，医疗垃圾与废弃物被称之为人类的“超级杀手”，在我国公布的47个《国家危险废物名录》中将此列为“1号危险废物”。2003年“非典”的肆虐，2005年禽流感的爆发，让人们越来越清楚地意识到公共卫生体系建设仍是一个突出问题。

再如，我们生活中用的电池，一般都含有汞或镉等有毒的重金属，这些重金属如果留在地下就很容易通过雨水的淋溶，进入到地下水当中。这种污

染很难排除，生物学半衰期大概是30年，也就是受到污染的身体30年后才能排出污染物质的一半，因此对人的危害特别大。

我国是世界上13个严重缺水的国家之一。到90年代末，全国668个城市中有440个缺水，其中110个严重缺水，而有害危险废弃物渗出的重金属及腐烂产生的病原微生物所造成的污染，加剧了缺水的局面。

我国耕地目前面临着严重的污染。国家有关部门2000年对30万公顷基本农田保护区土壤有害重金属抽样监测发现，其中有3.6万公顷土壤重金属超标，超标率达12.1%。环境污染事故对中国耕地资源的破坏时有发生，2000年发生的891起污染事件共污染农田4万公顷，造成的直接经济损失达2.2亿元。

目前，被西方国家广泛应用的一种垃圾处理方法就是焚烧。经过高温焚化后的垃圾虽然不会占用大量的土地，但它不仅投资惊人，并且会增加二次污染的风险。二恶英这令人谈“恶”色变的剧毒致癌物质，就是垃圾焚烧后散发出来的。

据国家环保总局2006年的年度报告，我国每年产生固体废弃物约80亿吨，占地200万亩，对地下水资源的污染难于估量。以医疗垃圾为例，2002年全国产生的医疗垃圾约65万吨，这些垃圾含有大量的传染性病毒，是细菌病毒滋生地，而且每年还以5%的速度递增，造成生存环境日趋恶化。

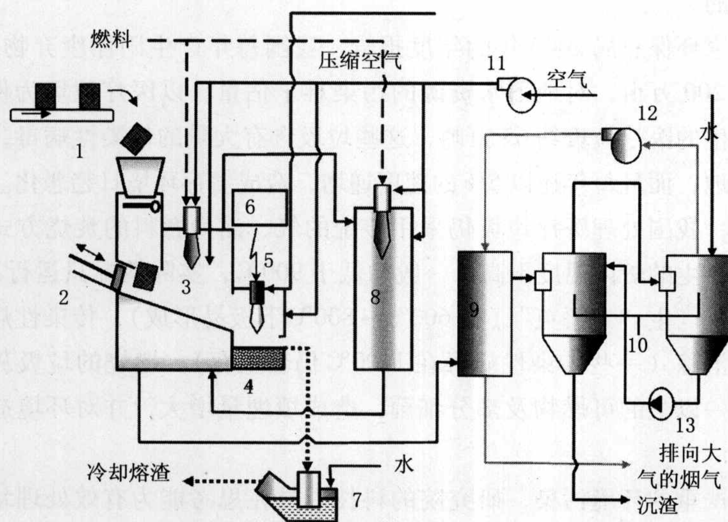
目前，我国处理医疗垃圾仍采用传统的气、油为燃料的焚烧方式，这种燃烧方式产生的炉内温度不高，一般均低于900℃，实际情况只运行在700℃以下，极易产生“二恶英”（在600℃~800℃下极易形成），传染性病毒也不能被彻底消除（一些传染性病毒在1100℃仍会生存）。燃烧的垃圾灰残余仍有三分之一以上的可燃物及部分细菌，造成填埋量增大，并对环境造成二次污染。

面对严重的环境污染，研究院的科技人员在思考能为有效处理垃圾、让人们喝上干净的饮水做点什么，等离子燃烧处理垃圾的先进技术应运而生。这又是一项航天技术用于环保事业的创举。等离子技术在航天产品上多有应用。火箭、返回式卫星和人造飞船等航天器在再入大气层飞行时要承受几千甚至上万度的高温，其防热材料在正式使用前就是用等离子设备产生的高温进行考核性试验和鉴定的。利用等离子技术产生的高温来处理用一般方法处

理难以奏效的垃圾，又使航天技术在环保领域大显身手。

利用等离子体炉焚烧危险废弃物，是国际公认的革命性技术，也是最先进、最有效、最彻底的垃圾处理方法。它不在乎废弃物的形状、成分，处理量大、范围广、适用性强；热灼减率小于等于3%，燃烧后的垃圾可作为生活垃圾填埋或作为建材的填料。焚烧彻底，不污染空气、水源及周边环境，不产生“二恶英”和二次污染；所有的有机物，包括传染性病毒、病菌及其他有毒、有害物质全部裂解分解，产生的气体、残渣无毒、无味。

从等离子焚烧装置的基本流程可以知道，医疗废物经送料系统，将标准的袋装垃圾送入炉内焚烧，经第一支等离子枪喷出的热气流加热后迅速焚化，未烧尽的无机物残渣落入焚烧炉的收集盒内，有机物全部气化，再经第二支等离子枪，将烟气温度提升至1200℃以上，经后烟道急冷器将温度迅速降至100℃以下，再经烟气治理装置脱硫、除尘后排放，达到资源化、减量化、无害化处理。

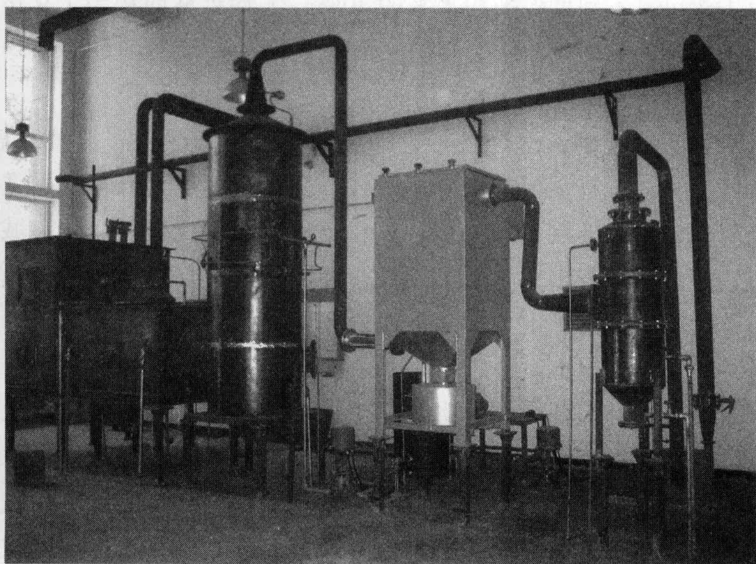


等离子焚烧装置基本流程图

1. 垃圾装填站；2. 进料机；3. 气化燃烧室；4. 玻璃化燃烧室；5. 等离子体加速器；6. 电源；7. 熔渣卸载机；8. 气体补充燃烧器；9. 热量交换器；10. 烟气清除和冷却器；11. 进气风扇；12. 排烟泵；13. 泵

等离子焚烧装置的核心装置是等离子枪，由等离子枪产生等离子体对垃圾进行处理。等离子体是物质存在的第四种状态，与固态、液态和气态并列。和物质的另外三态相比，等离子体可以存在的参数范围异常宽广，其密度、温度以及磁场强度都可以跨越十几个数量级。等离子体的形态和性质受外加电磁场的强烈影响，并存在极其丰富的集体运动，如各种静电波、漂移波、电磁波以及非线性的相干结构和湍动，因而能量极为集中，具有高焓、高温，具有极高的电热效率（85%），产生的高温可达12000℃，可以瞬间还原、熔解难以还原和难熔物质，同时彻底摧毁各种有毒有害物质，是一种不仅有效消除污染，还能二次利用能源和回收稀、贵、重金属的新技术。

目前，研究院的等离子技术用于焚烧垃圾正在试验中。可以预期，不久的将来，广泛运用这种技术处理垃圾，就可以极大程度地消灭前文所述的成山的垃圾，避免环境污染，让我们喝上干净的饮水，让我们赖以生存的土地长出茁壮的秧苗。



某等离子焚烧冶炼炉

等离子点火/稳燃技术——节约我们的能源

当我们在日常生活中频频遭遇拉闸限电、开着车子到处找加油站时，都会感受到能源短缺给生活带来的种种不便。

珍贵的能源是人类社会得以生存和发展的基础，但在经济高度发达的今天，能源危机的阴影一直笼罩着我们。同时，自从上世纪五六十年代以来，臭氧层破坏、温室效应、酸雨等系列全球性环境问题日益突出。人们已逐步认识到保护我们赖以生存的地球环境是关系到人类生死存亡的迫切任务。因此，节约能源和保护环境已成为当前人类社会寻求可持续良性发展的主题之一。

环保要求节能，节能促进环保。我国能源资源总量虽然较多，但人均占有量少。人均淡水资源量为2200立方米，仅为世界人均占有量的1/4；人均耕地只有1.4亩，不到世界平均水平的40%；人均森林面积为1.9亩，仅为世界人均占有量的1/5；45种主要矿产资源人均占有量不到世界平均水平的一半。

近几年，随着经济快速增长，对煤电油等重要资源的需求量明显增加，价格大幅度上涨，一些重要能源资源对外依存度大幅度上升，我国重要能源资源短缺对经济发展的制约进一步加剧。今后，随着我国工业化和城镇化进程的推进，能源资源需求总量还会增加，经济发展面临的资源约束矛盾将长期存在。节约能源资源，大力促进能源资源的高效利用和循环利用，是缓解能源资源约束矛盾的根本出路。

我国是一个能源消耗大国，也是一个能源短缺的国家，但是在工业生产和人民生活中却长期存在着消耗高、浪费大、污染严重的现象。有专家指出，即便是与亚洲周边国家相比，中国的能耗水平也相当高，节约资源已经成为我们经济发展及增长方式的当务之急，开发节能和新型无污染能源成为社会发展亟待解决的重大课题，也是我国未来发展的方向和国策。

传统上，大型工业煤粉锅炉的点火和稳燃都是采用燃烧重油或天然气等稀有燃料来实现的。近年来，随着世界性的能源紧张，原油价格不断上涨，火力发电燃油愈来愈受到限制，因此，锅炉点火和稳燃用油被作为一项重要

的指标来考核。为了减少重油或天然气的耗量，传统的做法是提高煤粉的磨细度，提高风粉混合物和二次风的预热温度，采用预燃室燃烧器，选用小油枪点火等等。但是，这些方法已到了极限，若要进一步减少燃油到最终不用油，必须采用与传统上完全不同的全新技术，这种技术应既可保证提高燃烧过程的经济性，又可以改善火电厂的生态条件。等离子煤粉点火燃烧器就是这类技术之一。

煤粉炉采用等离子点火和稳燃技术，是我国近几年来电力行业逐步推广的新技术，它可以替代传统的燃油点火设备，减少耗油或根本不耗油，达到以煤代油的目的。

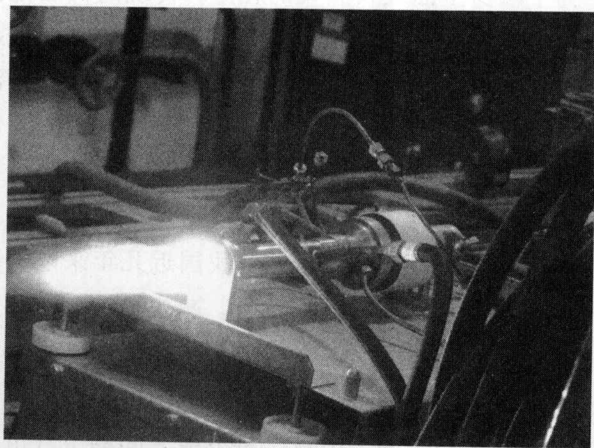
该技术的核心设备是点火装置的热源——产生高温等离子电弧的等离子发生器。在两电极间加上稳定的大电流，将电极之间的空气电离形成具有高温导电特性的等离子体，线圈通电产生强磁场，将等离子体压缩，并由压缩空气吹出阳极，形成可以利用的高温电弧。

等离子燃烧器按功能可分为两类：第一种是仅作为点火燃烧器使用，这种等离子燃烧器用于代替原油燃烧器，起到启动锅炉和在低负荷助燃的作用；第二种是既作为点火燃烧器又作为主燃烧器使用，这种等离子燃烧器具有第一种同样的功能，在锅炉正常运行时又可作为主燃烧器投入，采用此种方式不需单独铺设给粉系统。

等离子点火是利用直流电流（280～350A）在介质气压0.01～0.03Mpa的条件下产生梯度极大的局部高温区，煤粉颗粒通过该等离子“火核”受到高温作用，并在10^{-3}秒内迅速释放出挥发物，并使煤粉颗粒破裂粉碎，从而迅速燃烧。

等离子稳燃的意义在于应用多级放大的原理，使系统的煤粉浓度、气流速度处于一个十分有利于点火的工况条件，从而完成一个持续稳定的点火、燃烧过程。

与传统的燃油相比，等离子点火燃烧器点火和稳燃具有经济、环保、高效、简单、安全的特点。按照电力部颁布的试运导则中规定，600 MW 汽轮发电机组试运期间燃油消耗的标准定量为9000吨，按照常规试运所需燃油耗费计算，燃油消耗量为9000吨，燃油耗费达2700万元之多。采用等离子点火燃烧器，可为电厂节约投资约1130万元。再以一台410吨调峰锅炉为例：每



等离子喷枪

年点火、稳燃用油量近1000吨，折合人民币约450万元，使用等离子点火装置，运行费仅100万元，每年可直接获得经济效益350万元；新安装的机组采用等离子点火燃烧器，在锅炉调试期间便可直接收回成本，并减少了使用燃油造成的运输、贮存、输送、油枪配备及安装的投资。

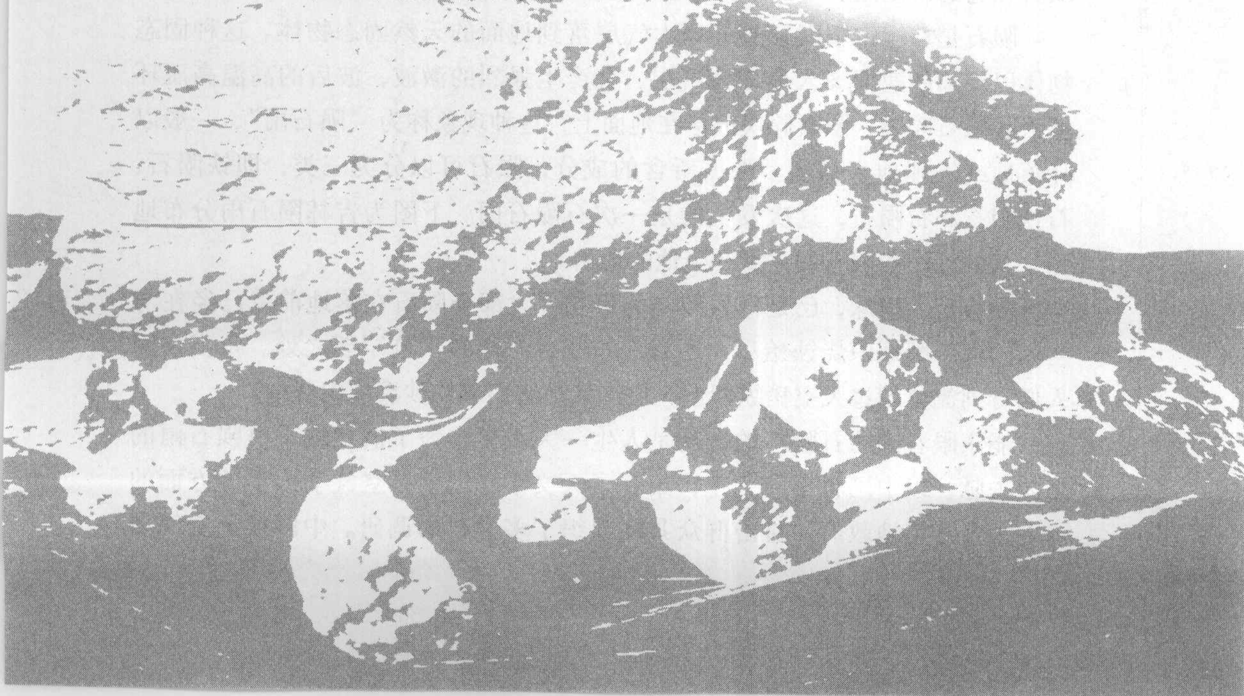
中国航天空气动力技术研究院在等离子发生器的研制方面具有国内最高水平，拥有独立知识产权。目前，采用直流空气等离子体作为点火源，不用一滴油就可点燃煤化程度较低的贫煤，是未来火力发电厂点火和稳燃的首选设备。同样可以预期的是，研究院开发的等离子点火/燃烧装置推向市场后，成千上万吨令人愁眉不展的贫煤将燃起熊熊火焰，成千上万桶准备用来点火的燃油，被派上更有意义的用场。

第十四章

天外来客——吉林陨石雨

1976年3月8日下午，一颗重约4吨的陨星从地球公转轨道的后方以15～18千米/秒的相对速度追上地球，在进入地球大气层后，由于层内大气环境引起的高温、高压条件使得陨石碎裂。随后，碎石飞溅、陨落如雨，散落在吉林市北郊、永吉县和蛟河县一条东西长70千米，南北宽8～9千米，面积约500平方千米的细长椭圆形地区。这就是闻名中外的“吉林陨石雨”。这场陨石雨数量之多、重量之大、分布之广，世界罕见，它对于天文学、天体物理、高能物理、宇宙化学、空气动力学等方面的研究，都具有非常重要的价值。

此时，正是中国返回式卫星的攻关岁月，空气动力学者普遍认为，这是上苍给我们提供的航天器返回研究的免费标本。



客从天外来

初春的阳光照得大地回暖，人们开始春耕前的准备。1976 年 3 月 8 日 15 时 2 分 36 秒，不少吉林市北郊的人们，目睹了一场旷世奇观。

老人亢永春在田间忙着收拾自家的田地，他抬头望见东方有一个火球十分明亮，它拖着长长的尾巴划破晴空，气流随后摇动飘摆，火球飞快地扑向地球，他还来不及想它是谁、从哪里来，火球已经冲向大地。伴随着大爆炸的声音，在不远处腾起了几十米高的烟尘。

四面八方的人汇集到吉林市东北方向永吉县内、靠近金家岗子和团飘子之间的田野上，那里有一个直径约 2 米的大坑，坑深 3 米多，表面被细土覆盖，还冒着烟，看不清坑底埋着什么，溅起的碎土块最远达 150 米，造成的震动相当于 1.7 级地震。紧接着在吉林市北边的大荒地、三台子、赵家岗子以及西北方的腾家堡子、双鸭子等地，在胶河县人们也发现了从天上落下了许许多多石块。从东向西约 70 千米长、8～9 千米宽的范围内，人们发现了大陨石和它的众多随从——一群重量不等的小陨石，它们陨落在中华大地。

陨石是从宇宙空间穿过地球大气层落到地面的天然固态物体。这种固态物体以极高的速度飞入地球大气层，会产生强烈的激波，波后的高温高压环境引起陨石碎裂，陨石碎块散落在地面上，这种现象称为“陨石雨”，一般以降落地或发现地来命名。根据所含的成分，陨石可以分为三类，即铁陨石、石铁陨石和石陨石，这次发生的是一次石陨石雨。下图为吉林陨石雨分布地图，其中标注着陨石的重量和当地的地名。

陨石落入地球，已是世人知晓的事实。大部分陨石在落地前就已经在与空气的剧烈摩擦中烧蚀殆尽，还有一些落在海洋和人迹罕至之处。每当夜间人们看到流星划过天空稍纵即逝，也许就是它们落在沙漠或山谷中。

能亲眼看到陨石陨落的奇观是人生一大幸事。为了清楚地了解陨石雨的来龙去脉，以中国科学院为主，集合了天文学、地学、空气动力学等方面的专业人员和当地政府、目击群众共同组织了多学科的调研。中国航天空气动

力技术研究院的空气动力学工作者也参与了这次调查、研究，并将返回式卫星的气动热力学现象和烧蚀图像研究成果，成功地应用于陨石的研究分析之中。



吉林陨石雨分布图

奇异的声光现象和外貌

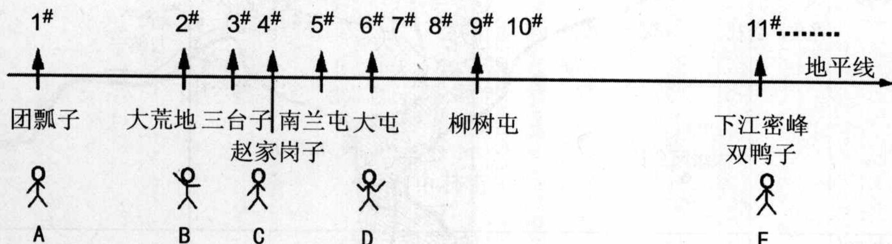
无论是老百姓还是和科学家，都对陨石雨降落时发出的奇异声光现象格外关注，按照地图的标记和访问当地的目击者，科学家知道了许多有趣的情况：

1. 下表中按照出土重量编号。坐标原点取在 1 号陨石坑，按重量距原点的平均距离为 L。

陨石重量与分布

编号	1	2	3	4	5	6，7，8	9	10
计算重量 W（千克）	2100	400	123．0	70	30～25	20～15	5～1	<1
L（千米）	0	12．8	16．5	19	20～23	26～28	35～40	～70

2. 下图将地图按地面线位置标注陨石落点。



陨石分布近似位置

3. 观测者在不同位置。

按照 A、B、C、D、E 位置听到的声音、光亮记录，根据当地群众的回忆。

A：一声爆炸声，再听到闷雷声，陨石自东向西飞，亮度由明变暗；

B：两声爆炸声，听到一两声闷雷声，陨石自东向西飞，亮度由明变暗；

C：两三声爆炸声，分辨不清几声闷雷声，自东向西，没看到飞行物；

D：听到多次轻重不同的啪啪声，短时间；

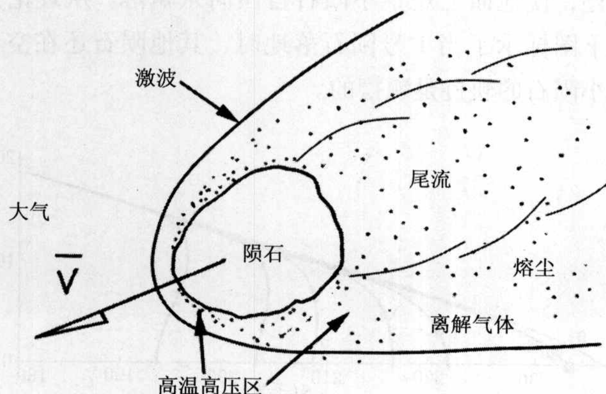
E：听到长时间（2～3 分钟以上）类似飞机的轰鸣声，天空陨石方向自西向东，飘摆不定。

陨石的奇特外形也吸引了人们的眼球。陨石表面一般都有深褐色的硬壳，这是在高温下熔化以后，又在速度降低时逐渐冷却形成的。陨石表面的另一个特征是，有许多像河蚌壳形状的小坑，这些小坑是谁咬出来的？原来这是陨石与空气摩擦燃烧后的痕迹，烧蚀掉的质量形成了坑，科学术语叫做气印。从 2 号和 3 号陨石（见第 159 页）上可以看到明显的气印。人们可以根据凹痕的形状，推断这颗陨石可能是朝哪个方向飞行的。

激波和严酷的气动力、热环境

陨石降落是自远古以来就有的一种自然现象，只是当时的科学不发达，这种现象带给人们的是一种神秘感。16 世纪以后，随着自然科学的发展，逐渐揭开了它神秘的面纱，但也很少有人从空气动力学的角度对它进行研究。其实，陨石从外层空间进入地球大气层降落的过程就是一个飞行体再入大气层的过程，它与航天飞行器再入大气层的过程是类似的。

在陨石从外空间飞抵地球大气层之后，大气层内的空气密度随高度下降而迅速升高，陨石飞行速度极高，可能达到声速的 40 ~ 50 倍。陨石受到空气阻力，特别是在飞行的迎风面形成一道强激波，在激波前，大气维持静止状态未受到陨石飞行的影响。但是在激波后，气体受到强烈的压缩，在陨石与头前激波之间压力可能达到 80 ~ 100 个大气压，温度也近万度。因此陨石周围的空气产生离解，并伴随着化学反应，陨石表面质量熔化，不仅从迎风面向下游流失升华，并且向下游流失质量。下图给出陨石在飞行中头激波的气动力、加热环境，标出了高温区，高温气体是自然发光的，并且拖往尾迹区，这应当是美丽光亮的来源。



陨石周围环境

随着陨石在大气层中飞行，速度迅速减小下来，到达地面时，1 号陨石只有 240 ~ 260 米/秒，是以亚声速落地，其他落地速度更低。因此在接近地面时，陨石周围的环境改变，不再存在高温、高压区，可见陨石表面温度也下降，光亮逐渐减弱。

陨石以高超声速进入地球大气层，它必然产生一个强激波，不难想象，在 A、B、C、D、E 不同位置的人，会感受到激波传播的影响不同，例如：

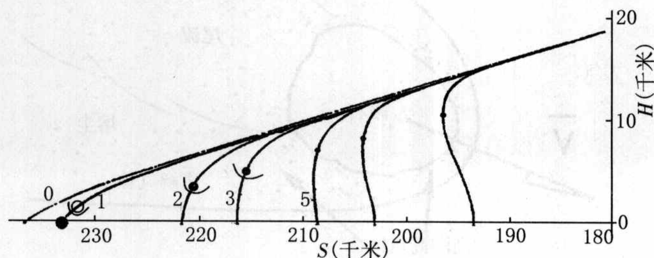
A：只听到 1 号陨石的头激波引起的爆炸声，强度高，声音大；

B：可以听到 1 号、2 号陨石的头激波所引起的爆炸声，强度减弱；

C：可以听到 1 号、2 号、3 号陨石的头激波所引起的爆炸声，强度再减弱；

D、E：可以听到空间许多高空的激波引起的轰鸣声，是不同来流形成的叠合波系，延续时间比较长。在这些地区，1 号、2 号、3 号激波到达地面时已经衰减，所以很难分辨出大的爆炸声。

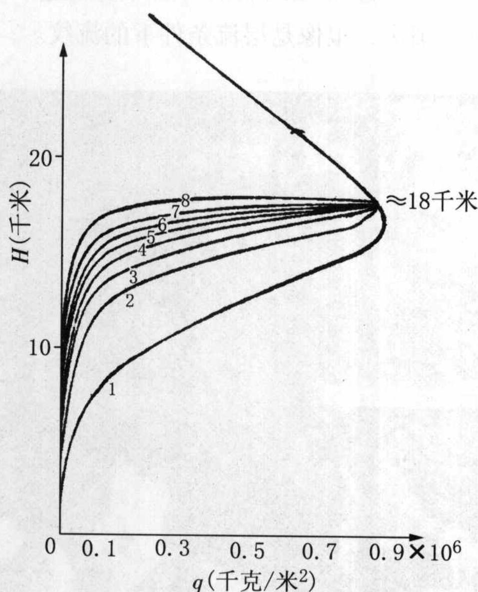
根据飞行力学与空气动力学原理，设想在空中气动力与气动热环境最恶劣的范围内，陨石解体为许多块，原本是顺着大陨石的方向运动的所有陨石，都具有与 1 号陨石一样的速度 V_1，但是一旦离开母体，小陨石失去动量，减速极快，其中重力的作用使得小陨石沿着陡直的轨迹下降，这时大气中的风吹动小块陨石，并且影响它的轨道。当地气像局提供了当天的风剖面图，给出了主导的风速与方向为自西向东平行于地面。在 10 千米高度之内，风改变了小陨石的轨迹，使地面上观察小陨石自西向东飘落。从理论计算中给出一组典型结果。下图标示了当 1 号陨石落地时，其他陨石还在空中的位置。由于风的影响，小陨石的轨迹是飘摆的。



不同重量陨石陨落轨迹

上图中表示波1、波2、波3的空间位置，它们都是陨石的头激波，波前与波后有很强的压力差，激波的波面就是一种很强的爆炸波。在空间已形成的爆炸波面将是一种运动的波面，不论陨石落地时是什么速度，空间的波面还在继续传播。

大陨石迎风面存在激波，小陨石很快减速为亚声速陨落，下图表示沿一组典型轨道，空气动力的动压沿大气高度的变化，图中说明在20千米附近高度，可能存在动压的最大值。在这一段高度范围内，陨石碎裂的几率很高。它们可能是陆续分裂为许多块，但至今尚无从论证。

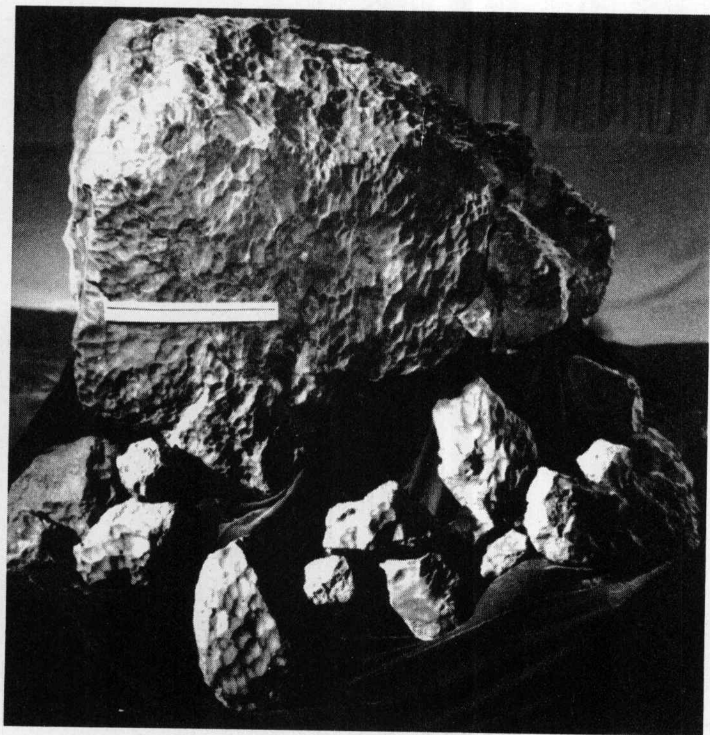


最大动压对应的高度范围

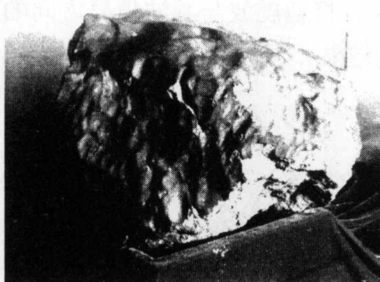
气印披露出陨石轨道

根据地学家们的测量，吉林陨石的熔点大约在1000～1100℃，因此在空气动力学估计的环境下陨石表面熔化，内部成分甚至气化，在空气发生离解，

产生化学反应的条件下，气流绕过陨石表面从端头流向后体，陨石表面的熔化层受到空气动力的作用而生成许多气印，其中流失了部分质量。在空中由于强烈的气动加热，在表面产生热应力和气动力的剪切作用，使得原本是一体的大块陨石，碎裂为许多块。大大、小小沿着飞行的轨迹从主体上分离，一旦离开主体陨石，按重量不同的陨石在失去动量之后，迅速减速，形成了按重量排列的陨石雨分布。因为每一块陨石形状重量不同，因此作用在陨石上的力不同，特别是阻力不同，或许由于运动稳定性不同，还会沿程产生翻滚，所以气印的方向可能不一致，而对应的轨道也一定是分散的。特别有趣的是，照片中的小陨石，经过烧蚀以后的外形十分理想，真像特殊选定的外形，表面的流迹是顺流细沟，很像是层流条件下的流纹。



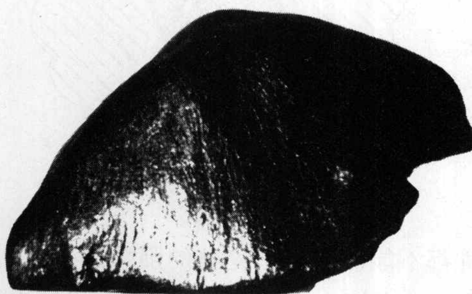
1 号陨石



2 号陨石



3 号陨石

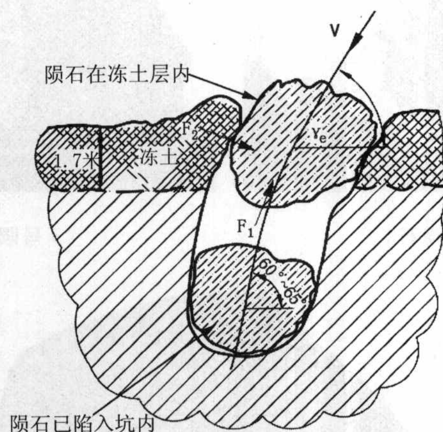


9 号陨石，显示了清楚的烧蚀流

地上的坑与地震效应

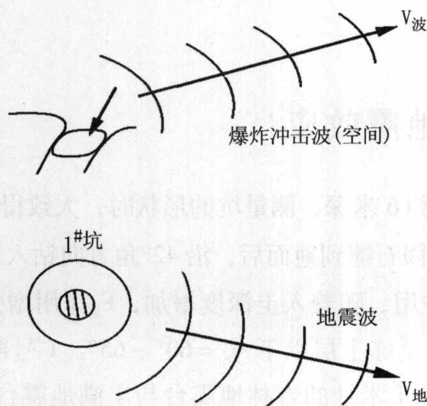
1 号陨石陷入地下约 6 米深，测量坑的形状时，大致得到以下的数据。当时地面冻土层为 1.7 米，陨石撞到地面后，沿 42°角方向钻入地下。受到迎面 F_1 与侧面 F_2 的反作用力的作用，随着入土深度增加，F_2 作用增强，从而使得 1 号陨石地下改变运动方向，至冻土层以下 $\gamma_e = 60° \sim 65°$。1 号陨石撞地引起地震效应，在距落点约 47 ~ 49 千米处的吉林地震台与丰满地震台分别收到二组信号。其一为地震传播的信号（通过地层），其二为空中激波的传播信号（通过空间），按照地学家推荐的地震波面在地下传播速度 $V_{地}$ 和记录落地时间，可以计算得出 1 号陨石撞地的时间约为下午 3 时 2 分 33 秒（ ±3 秒）。考虑到地质层不

均匀，$V_{地}$取3.5千米/秒，$V_{波}$取323米/秒，从空中激波与地震波的传播信号示意图可知，根据空中激波传播的时间记录，将地震波与激波信号之间的记录时差记为t_2，可以用来校正地震波所得到的结果。



1#陨石坑

所有以上的条件都不能满足一个完整的陨落过程所需要的初始与边界条件，因此，只能假设一个范围，进行空气动力学与飞行力学的估算。



空中激波和地震波的传播信号示意图

根据天文学家的分析，陨石可能来自小行星带，在受到不明原因的扰动后，偏离原来的轨道，在顺地球公转的方向追上地球，因此认为陨石进入大气的初始速度范围很宽，大于10千米/秒，在大气高度70千米以下，陨石表面开始出现熔化，重量发生变化，损失重量为总重量的20～30%。考虑高空风的影响，陨石碎裂高度可能在15千米～30千米之间。

在如此宽泛的条件下，进行多次选择与判断，得到在各种不同假设下可能出现的解答，由地面分布与坑形、地震信息，提出一种反解法的检验。选择一组结果，描述陨石运动与环境中的压力、温度、速度、环境变化，假设陨石碎裂高度为18千米。

从下表可以看出，沿高度变化，1号陨石及小陨石迎风面的环境压强、温度以及运动速度、空间和时间。

1号陨石及小陨石环境参数

	1#陨石	小块陨石
高度变化	18～5千米	18千米附近，已进入亚声速
环境压强	80～5大气压/米^2	80～1大气压/米^2
环境温度	10000～2500℃	8000°C～当地温度
速度变化	15～1千米/秒	15～0千米/秒
历　　时	～30秒	几分到十几分钟

这个结果，只是对一般文字叙述加上一些有数值量的描写，便于读者了解绕陨石周围的大致环境，同时，人们也能清晰地理解陨石撞地引起的地震效应。

据专家研究，“吉林陨星”是一颗近47亿年龄、直径约440千米的小行星的一部分。大约800万年前，在一次剧烈的天体撞击中，它以距母体表面约20千米深处被撞击出来，改变了运行轨道，形成了一个新的椭圆形轨道，与地球轨道有了交叉，使其同地球相撞，因此造成了这场美丽壮观的吉林陨石雨。吉林陨石属高铁群球粒陨石，内含橄榄石、斜方灰石、古铜辉石、顽火辉石等43种矿物，其中有9种是地球上所没有的。它还含有多种与生命有关的氨基酸、核酸、脂肪酸等物质，其中氨基酸有11种之多。

吉林陨石雨的降落已经过去三十多年了。研究陨石及其进入大气层的各种现象，对于研究天体史、地球史、生物史、天体物理、高能物理具有的重要意义是不言自明的。对于航天人来说，特别是航天空气动力研究工作者来说，它对研究航天飞行器再入空气动力学和气动热力学环境也具有十分重要的意义。

第十五章
风与我们的生活

空气动力学与国防、工业、农业、交通运输、水力利用以及我们日常生活等方面都有密切的关系。为了区别航空（航天）空气动力学，欧洲把非航空空气动力学领域的空气动力学称为“工业空气动力学”，美国和其他一些地区，则普遍采用“风工程”一词。

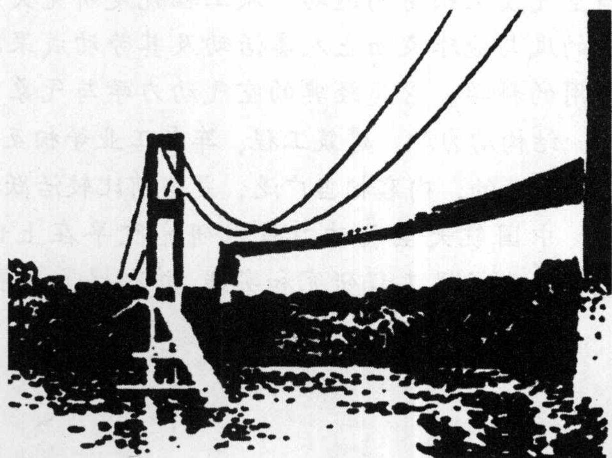
人们生活在空气中，日常生活、生产活动时常会与空气发生相对的运动。风工程就是研究大气边界层中的风与地球表面上人类活动及其劳动成果间的相互作用的科学。它是经典的空气动力学与气象学、气候学、结构动力学、建筑工程、车船工业等相互渗透和促进而形成的，内容相当广泛，是当前比较活跃的领域。

中国航天空气动力技术研究院早在上世纪80年代就开始了风工程研究和实践，并取得了累累硕果。



塔科马大桥吹毁之谜

坐落在美国塔科马海湾上的悬索桥——塔科马大桥，中心跨度为740米，两侧跨度各为330米，由缆索中心算起的宽度为11.7米。缆索的下垂心比为1/12，桥面的结构为板梁型。该桥1940年7月建成通车，给当地的交通运输带来了方便。不料，同年11月7日，突然刮起了八级大风（风速为68千米/小时），大风使大桥中心产生了强烈的扭转振动，并同时伴有上、下振动。顷刻间，桥梁断裂，桥身坍塌，坠于水底，造成了700万美元的巨大损失。



被狂风吹塌的塔科马大桥

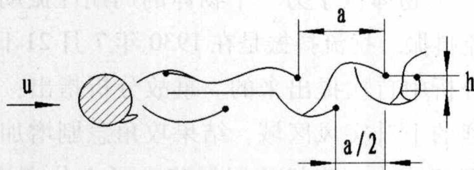
事后，在调查这一事故的原因时，塔科马大桥的设计师是这样回答的：大桥的设计静载荷可经受162千米/小时的大风，而当天的风速只有68千米/小时，大桥为什么被毁的呢？这简直是一个谜。

这个谜不但使桥梁设计师感到困惑，而且引起了学术界的争论。冯·卡门等一些空气动力学家认为，致使大桥塌毁的原因是颤振。他们的看法是：当风速达到某一值后，由于空气动力与弹性体（桥身）的相互作用，使桥身

产生同频的弯曲和扭转耦合振动；同时不断从大风的强气流中吸收能量，使振幅迅速增大，振动越来越厉害发生了颤振，几个周期就把大桥毁坏了。气动弹性振动学说解开了大桥塌毁之谜，桥梁设计者们听取了空气动力学家的意见，在设计新的塔科马大桥时，考虑了大风中静载荷作用的强度，又考虑了气动弹性作用时的强度。如今，这座后来设计的桥屹立在塔科马海湾上几十年，且安然无恙。

斜拉桥、悬索桥、高楼大厦、电视塔、电站冷却塔等结构物与构筑物大都是属于弹性结构，在狂风吹袭下，由于空气动力作用下会诱导出气动弹性振动。很多类型的弹性结构，在一定的风速范围内，会产生极大的弹性变形，这种变形或是持续的或是发散的振动，严重时会造成结构的毁坏。风引起弹性振动统称为风致振动，一般有下列几类：

涡激振 在说明涡激振产生的现象前，首先要介绍一下卡门涡街的物理概念。当气流以足够大的速度流过圆柱或钝头体的时候，在物体的两侧会周期性地脱落出旋转方向相反、并排列对称的有规律的双列旋涡。这种由著名的美籍匈牙利气动力学家冯·卡门发现并作了深入研究的旋涡脱落现象，称为卡门涡街。



卡门涡街及其特征参数

卡门涡街的形成与雷诺数 Re 密切相关，当 Re 在 50～300 范围内，从物体上脱落的涡旋呈周期性变化；当 Re＞300 时，涡旋开始出现随机性脱落；随 Re 继续增加，旋涡脱落随机性也增大，最后形成了湍流。当涡街的空间尺度 $h/a = 0.281$ 时，卡门涡街才是稳定的，否则是不稳定的。物体在卡门涡街的作用下，同时在物体上诱导出一个呈周期性变化的横向气动力的作用，使物体产生垂直于气流方向的横向振动。当这个周期作用力引起的横向振动频率与物体固有振动频率相同时，会引起共振，这就是涡激振。

这种涡激振，在日常生活及工程上常会遇到。大风吹过输电线发生的音乐般的风琴声，就是涡激振引起的。高大的烟囱、发电厂的高大冷却塔、圆柱形的高耸大楼、电视发射塔、潜水艇的潜望镜、刚刚离开发射架的细长的巨型火箭以及其他圆柱形的结构物与建筑物，都会在狂风中引起涡激振。如果在工程设计中考虑不周到，它们会产生被狂风吹塌的严重事故。为了防止涡激振的发生，通常的方法有：在圆柱物体周围加螺旋形扰流器（箍条）或边条；改变圆柱物体的结构自振频率（例如增加质量、改变结构设计等）以及从高塔顶部到地面加上约束的钢缆绳等。

驰振 这种振动是发生在暴风雪天气时，大跨度的输电线在整个跨度上整体地发生大幅度长时间的振动。在严寒的冬天，输电线上结满了冰块，形成近似于椭圆形截面，大风吹过电线时，产生了垂直于气流方向的气动力，这是一个负阻尼分量，一旦使导线发生振动，会越来越厉害，这种振动叫驰振。这种现象不是经常可以观察到的，它的发生和消失都很突然。有人观察到在跨度长 150 米的输电线上，由于结满了冰块，发生了垂直振幅达 10.5 米的驰振，长达几小时，一直激烈振动到冰块碎裂，直至线上甩掉冰块或输电线断裂为止。目前，还没有找到防止驰振的办法。

扰流抖振 当一个物体位于另一个物体的周期性振动的尾流中，使该物体引起的振动叫扰流抖振。扰流抖振是在 1930 年 7 月 21 日一架英国容克 F13 型飞机失事的事故分析中首次提出来的。事故分析指出：飞机以高速水平飞行时，突然进入强烈的上升突风区域，结果攻角急剧增加，随而在机翼上形成流动分离。在机翼尾流中，飞机的尾翼陷入了由分离流动引起的湍流中，激起强烈的强迫振动，从而造成了机毁人亡。

在建筑工程上也常遇到扰流抖振的情况，这里举两个例子来说明。

例一，1965 年英国渡桥发电厂的 8 座大型冷却塔在一次大风中被吹塌了 3 座，国内也有类似的风灾事故发生。其原因是在发电厂冷却塔排列设计时，没有详细地了解当时的风向和风引起的扰流抖振问题，把一个冷却塔布置在另一个冷却塔尾流分离区内。而当大风或飓风吹起来时，首先吹过的冷却塔产生了尾流分离流，这种有某一振动频率的气流流过后面的冷却塔时，使它受到了一个振动气流的周期性的作用，一旦前者的尾流分离流的振动频率与该塔的固有振动频率相同，就会引起共振，发生扰流抖动，使该冷却塔振塌，

造成发电厂停电的严重事故。

例二，在大河、大江上，往往公路的悬索桥与铁路桥并列布置，若在设计时没有考虑到扰流抖振的问题，把悬索桥布置在铁路桥的下风区，一旦遇到狂风天气，悬索桥就处于铁路桥的尾流分离湍流中。当悬索桥固有振动频率与尾流分离湍流的振动频率相同时，会引起激烈的扰流抖振，造成桥梁振塌的事故。

为了避免扰流抖振的发生，常常用风洞对两物体之间的尾流影响进行风洞试验，寻找出防止抖振发生的合理布置与有效办法。

颤振 在前述的塔科马大桥吹塌事故的分析中已提到了颤振的名字。飞机在空中飞行时，飞机的机翼和操纵面都会发生颤振现象。为了描述颤振的物理现象，可在风洞里做一个简单的试验。将一个非后掠的、没有副翼的、在翼梁部有刚固支持的悬臂机翼，以小攻角安装在风洞的试验段内。当风洞里没有气流时，用棍子轻轻碰一下，给模型一个小扰动时就引起了振动，这个振动是由于结构阻尼而逐渐衰减的。当风洞中气流速度逐渐增加时，受到扰动的机翼的阻尼，开始是增加的，但是若进一步提高气流速度，则会达到某一风速点，阻尼会迅速降低。当试验段气流速度达到某一值时，振动正好可以以一个定常的振幅保持振动，这个气流速度称为临界颤振速度。当气流速度稍稍大于临界颤振速度时，只要机翼受到一个小扰动，就会像受到严重打击一样，引起激烈的振动，这就是颤振。

颤振是弹性物体（如飞机、斜拉桥、悬索桥等）与空气有相对运动时，气动力、弹性力和惯性力对物体产生的复杂的共振现象。产生颤振的能量是振动物体从气流中吸取的。当弹性物体一旦发生颤振，将是发散的，越振越激烈直至结构物体毁坏。随着我国交通运输事业的飞跃发展，跨江、跨河、跨海大桥一座接一座架起，如同一条条彩虹飞天而过，把祖国山河点缀得更加壮丽，但是大桥的设计师们都对颤振问题不敢掉以轻心，为了防止飞机、斜拉桥、悬索桥等因颤振而发生严重事故，上海同济大学建设了专用的全桥试验用风洞，在亚洲名列前茅，每座新设计的大桥都要在此类风洞进行风洞试验和进行结构刚度、强度设计以及质量分布的合理配置，保证每座大桥能经受住狂风的吹袭，依然屹立在大江、大河、海湾之上。

活跃的风工程实践

我国的工业空气动力学与风工程起步较早，但是发展缓慢，直到20世纪80年代才活跃起来。1980年11月，受中国空气动力学会直接领导的工业空气动力学专业委员会成立，后改为工业空气动力学与风工程专业委员会，对外称风工程学会。

进入90年代，随着我国国民经济的飞速发展，几十层的高楼大厦，几十百米的高塔，上千米的大桥等一批建筑物、构筑物如雨后春笋在中华大地拔地而起，使得工业空气动力学与风工程研究的课题越来越多，研究的面越来越宽，用于风工程的专用风洞——风工程风洞大量兴起，风工程在理论研究与实践研究工作两个领域十分迅速地发展和完善起来。

中国航天空气动力技术研究院在庄逢甘院士的直接领导下，从20世纪80年代初就对汽车的减阻、建筑物与构筑物的风载、风压、风振、风力发电机叶片、引射机械、体育运动、环保气动力除尘等各领域开展了大量的试验和理论研究工作，取得了一批研究成果。他们在各种报刊杂志上发表了不少重要文章，阐述了空气动力学对国民经济发展的重要作用，促进了全国的工业空气动力学与风工程研究工作的长足进步。

中国航天空气动力技术研究院从事的工业空气动力学与风工程的研究工作，可以概括为以下三方面的内容：

建筑物和构筑物（指大桥、电视塔、冷却塔等）的风工程问题　研究风吹过它们时引起的风载荷、风压和风致振动问题，风致振动是一个非定常的动态风效应问题，特别引起人们的关注。

环境风工程问题　此方面包括了两类问题，一类是研究“城市风”对人类居住环境的影响，一类是研究风引起的质量（气体、液体、固体）迁移引发的灾害及预防的方法。

运动物体（车、船、滑雪、排球等）风工程问题　除了航空航天飞行器外，该范围对在空气中运动物体的空气动力学问题都要研究，并找出改进、提高的办法。

目前工业空气动力学与风工程问题的研究有风洞试验、现场实测与数值模拟计算三种方法。

风洞试验是在风洞内进行的试验和测量。试验条件、试验过程可以人为地控制、改变和重复，测试方便、数据精确。如在试验过程中发现原设计的不足之处，可以马上修改，再用试验验证，找到一个最佳设计方案，由于它有上述优点，所以它是目前风工程研究使用的主要手段。

现场实测是观测实际建筑物表面的风压分布，测量结构各个部分的位移、变形等。通过现场实测，可获得详细、全面、可信度较高的数据资料，加深对结构抗风性能的认识。但要在建筑物建成后才能进行，且试验组织难、测量周期长、成本高，只能用来优化设计阶段所采用的试验模型或计算模型，积累设计经验和资料，提高人们的认识度，以及为制定建筑荷载规范提供依据。

数值模拟计算是用计算机技术和数值分析方法来研究各种风工程的问题。但是，由于计算中提出了一些假设和设定了边界条件，其计算结果必须经过风洞试验来验证，人们才敢应用到实际设计中。

风洞试验、现场实测与数值模拟计算这三种方法是相辅相成的，由于风洞试验有明显的优点，所以现在大量风工程问题的研究工作大都是在风洞中进行的。

建造香港天坛大佛

在临海和临湖的山上建造大佛，必须要进行风载试验，以保证大佛在恶劣的天气环境下仍然屹立在高山之巅。早在20世纪80年代，中国航天空气动力技术研究院就开始了观光大佛、高层楼宇、高耸电视塔等建筑物和构筑物的风洞试验研究工作，为国内外众多的建筑设计师提供了许多有用的试验数据，使他们的设计获得成功。

高度高、跨度大、外形特异的建筑物对风洞特别敏感，最容易发生风致破坏。结构工程师在进行大型或特殊体形的建筑物设计时，需要建筑物的风荷载体型系数和风振系数。通过风洞模型试验能正确合理地确定风荷载体型

系数和风振系数，不但可以保证建筑物有足够的强度，抵御当地可能发生的大风吹袭，而且可以节省材料、降低造价。

天坛大佛坐落在香港大屿山海拔520米的木鱼峰顶，佛像高34米，重220吨，是世界上最大的青铜坐佛。大佛采用钢制骨架，外表面贴焊青铜质面材，这种结构较轻，但要求既能承受强风吹袭，又能承受表面风压的作用不被压坏或吸走，所以必须用风洞试验来测定所需的风载、风压、风振系数。于是香港佛教界找到中国航天系统来研制。



香港天坛大佛

30多米高的大佛是不可能焊接好了再进行试验的。研究院先做成一个结构刚度、质心均与大佛相同的缩比模型，然后放在3米×3米的低速风洞中进行吹风试验。在大佛模型表面还埋设了许多测压管，这是一项十分细致、耗时的工作，测压孔一定要与该表面垂直，这样才能测准大佛身上各部位的压力分布，埋设测压管时，要逐个进行气密性检查。科技人员在风洞试验时把模型安装在转盘上，并在内部安装测力天平。转盘可以旋转360°，从而可以模拟所要求的风向，所以试验十分灵活方便。

通过大量的吹风试验，得到了佛像的整体体型系数，局部压力系数，从而为大佛的结构计算和面板受力设计提供了可靠的数据。天坛大佛从1993年开光至今，一直稳如泰山地屹立在常受台风侵袭的香港大屿山山顶上。由于

天坛大佛的建造成功，生产厂家航天晨光机器厂成立了造佛公司。该公司又先后制造了三亚南山观音大佛、无锡灵山大佛等全国闻名的大佛，而所有的大佛都在研究院的风洞中做过试验。

环境污染与质量迁移

随着我国化学工业、电力工业的迅猛发展，近十多年全球气候变暖，土地沙漠化越来越严重，因此由风引起的环境污染与质量迁移的风工程问题越来越受到人们的关注。

北京石景山电厂、北京云岗507电厂都是建在人口密集的居民区，它们的高大烟囱每天都会吐出含有氧化氮、二氧化硫、二氧化碳等有毒有害气体。风工程的科研人员，把电厂周围的居民区、电厂的烟囱进行风洞模拟试验，通过高速摄影技术，可以清楚地看到在不同风速、不同风向的条件下，有害气体扩散的区域与规律，从而找到了减少环境污染的方法。

像上海宝钢、江苏仪征化工厂和江西铜陵冶炼厂、包头钢铁厂等大型工厂在生产过程中会排出含氟、氧化氮等有毒有害气体，对周围环境均造成严重的污染，所以这类工厂在建设前期必须用风洞进行有毒气体扩散污染的环境评价试验，从而提出修改选址方案和提出防止污染的有效措施。

对于像秦皇岛一、二、三期煤场工程，山西煤矿堆场，上海港煤码头，江苏大港煤码头，堆料场等露天煤场，一经大风吹袭，就会刮起大量的煤粉尘，随风扩散污染环境，因此人们就用风洞试验研究煤粉尘的扩散规律，确定了煤尘启动风速和起尘风速及起尘量，表面洒水和粒径对起尘风速及起尘量的影响，以及提出用挡风防尘网来减少飞粉尘影响的措施。

又如像北京原子能研究所的重水反应堆、秦山核电站的核反应堆都需要进行发生事故时对周围环境污染程度及影响的研究。人们在风洞中用示踪气体进行事故的模拟试验，从而找出其污染扩散的规律，使选址更合理，预防对策更有效。

人们还清楚地记得，2007年初春有一列从新疆到北京的列车，途经新疆风沙区被瞬时大风掀翻，列车上的玻璃窗被风沙吹破，许多人受伤。因此，

防风固沙对交通运输、建筑场地及自然环境都有重要意义。风工程学者通过风洞试验提出了麦草方格沙障的方法。它是一种半荫蔽式沙障，通常将麦草埋于沙地深10~20厘米，外露沙面高15~20厘米，格子规格一般为1米×1米。它是一种行之有效的防风沙工程措施。用料经济，施工简单，效益明显。由于柔性的麦草对地表风有独特的绕流作用，是其他硬质材料所不能代替的。麦草方格沙障可提高沙面粗糙度，增大了沙地表面对风的摩擦阻力，削弱了近地表（0.5米以下）的风速，抑制了风沙流的运动，降低了输沙量，起到了固沙和阻沙的作用，并有利于沙生植物的生长。因此麦草方格沙障对风沙流动、沙丘移动和沙地性质都有很重要的影响，对保证包兰、新兰两条铁路不被风沙掩埋和铁路畅通无阻起到了重要作用。

风引起的质量迁移还有风雪流，其危害程度也不亚于风沙流。风工程学者也在开展这方面的研究工作，他们在风雪天里观测风雪流的运动规律，发现雪粒在风雪中以蠕动、滚动、跳跃和悬浮形式进行，并找到了治理风雪流的方法，从而保证铁路的安全运行。

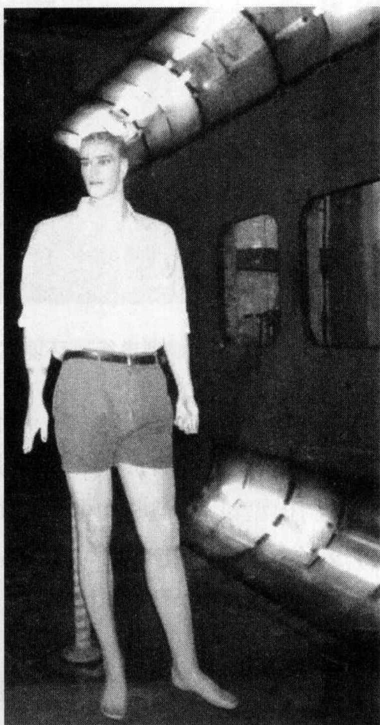
高楼大厦间的“穿堂风”

在高楼大厦密集的城市，屡次发生摩天大楼附近行人被大楼之间的“穿堂风”吹倒，造成摔伤、骨折的事件。北京京广大厦也曾发生过附近行人被风刮倒的事件，其祸根就是被风工程学者称为的“城市风”。

产生“城市风”的原因是林立密集的超高层建筑物，改变了原有地表状况，对该地及周围地区的风场结构产生了强烈的影响，形成了新的风场。高层建筑将风引向地面，造成垂直下冲风。下冲风沿着建筑物的贴地面处刮去，猛烈地袭击街道，并在街道的拐弯处形成旋风。建筑物间相对狭小的街道，会引起狭管效应，使得有些街道上的风特别大，严重威胁行人及车辆的安全。在楼群之间，某些区域还可能形成“死水区”，这里的空气不易与外界交换，空气污染物的浓度越来越高，造成严重的污染。

为解决“城市风”的问题，许多风工程学者提出城市规划中的建筑风环境的研究和评估，要求在建造每一幢高层建筑物时，应做风环境分析，科学

合理地规划、布局高层建筑，保持原有的生态环境，以防新的建筑物引起“城市风”，妨碍人们的正常生活。

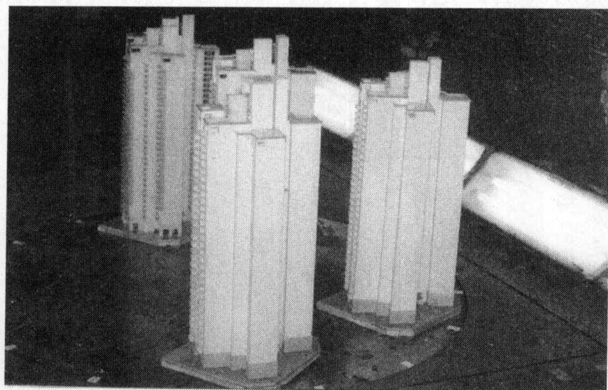


在低速风洞中进行人体模型风载试验的照片

有两种方法进行风环境分析：数值分析和风洞试验，其中风洞试验的结果更直观、可靠。

风环境的风洞试验一般要进行建筑群的模拟，即要研究几幢建筑间的相互影响，按照研究对象的尺寸确定模型比例。

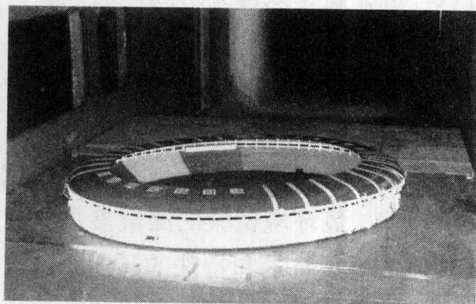
正式试验前首先要进行大气附面层模拟装置的调试试验，模拟出与实际环境相似的大气附面层环境。风环境试验的测量参数是距地面高 2 米处的风速和风向。测量手段是流场显示技术和特殊的风速管。流场显示可直观地显示风的走向及何处会产生旋涡，风速管可测量出当地速压的大小，给出测量区域的速度场。



在低速风洞中用建筑模型进行风环境试验

风对顶部敞开的大型体育场的影响是明显的。体育场内的风环境不仅直接影响运动员水平的发挥，影响运动员的成绩，还会影响观众的舒适感。因此，体育场建设前必须在风洞模型试验，进行风环境预测及评估。

研究院的风洞曾进行过多个体育场的风环境试验。山东体育场较早进行了风环境试验。试验时，用丝线法在体育场内布置了约 70 个观察风向的测点，把 17 个风速管布置在场内。在不同的风向下试验，得到了不同风向下场内的速度场分布。试验结果表明，场内各测点的风速约为场外来流风速的 1/3，场内没有产生明显的旋风。研究院的专家还提出了一项积极的建议，如果在体育场顶部四周安装宽 15 米、高 2. 5 米的不封闭顶棚，则会使运动场上的风速减小一半以上。



体育场模型风洞试验

巧用空气动力使车辆增速省油

近十年来随着我国高速公路网遍布全国，汽车在高速公路行驶时，时速可达到100千米以上，火车经过提速后，时速可达200千米以上。同时随着京沪高速铁路的动工兴建，火车时速将达到300千米以上。这样快的速度真可谓风驰电掣，但随之而来的车辆的减阻、稳定性越来越受到人们的关注。因此，在21世纪车辆高速时代来临之际，车辆空气动力学问题是空气动力学家开拓的新领域。

开车如何做到省油和安全 小轿车高速行驶时，时速可高达120千米/小时，犹如飞行器在空中飞行一样，作用在车上的空气动力有阻力、横向力和升力。这些力的大小及方向决定了轿车的性能，即经济性、操纵性和稳定性。

汽车要有好的操纵性和稳定性，更要有小的气动阻力，这是人们常说的汽车要既省油又安全。高速行驶的轿车空气阻力占汽车行驶阻力的比例很大，大部分燃油消耗在克服空气阻力上。据测试，一辆以时速100千米行驶的汽车，发动机输出功率的80%将被用来克服空气阻力。只要减少了空气阻力，就能有效地提高行驶速度、改善汽车的行驶经济性。为了减少空气阻力系数，现代轿车的外形一般用流线型车身，车身表面尽量光洁平滑，这些措施有助于减少空气阻力系数。

汽车模型风洞试验具有投资低、试验方便等优点，因而广泛用于汽车造型方案选取、空气动力学特性研究。汽车模型风洞试验要求制作与汽车原型几何相似的模型，在风洞中测量作用在模型上的气动力和力矩，模型表面的压力分布，并观察气流流经模型的流动状态，以此来分析试验汽车的空气动力学特性。为了制造出性能更好的汽车，世界上大的汽车厂都有自己的大尺寸汽车风洞。

为开展国内的汽车空气动力学研究，研究院于1987年对风洞进行了改造。与结构风载荷试验和风环境模型试验相反，汽车模型风洞要有极薄的附面层。汽车贴近地面行驶，地面附面层厚度极薄。原风洞的模型区距试验段入口5.5米，此处的附面层较厚，不能模拟真实汽车行驶时的地面附面层，

为此专门研制了汽车模型试验用专用地面效应板，同时研制了可调轮距的四轮支撑机构、盒式天平、杆式天平等专用试验设备。

研究院与国内汽车研究机构和生产厂合作，对汽车外形研究做过大量试验研究工作。结合风洞流态观察、流场测量技术，进行了如红旗轿车、北京吉普、面包车、箱式货车等汽车的风洞试验研究。特别是在红旗轿车的改型设计时，在风洞进行了大量的对比、部件及局部改形试验，得到了很多有价值的数据。



汽车在风洞中试验

高速列车的减阻和行人安全　随着铁路运输的发展，列车的运行速度愈来愈快，高速行驶的列车与空气动力学有密切的关系。空气动力学性能是设计高速列车的主要指标之一，主要研究对象是列车本身的减阻、列车的运行对环境的影响和风环境对列车运行的影响。

由于空气阻力与运行速度的平方成正比，当列车以时速300千米运行时，其空气阻力约占列车全部阻力的80%。所以高速列车头形必须进行流线化设计，并考虑车体表面平滑化等各种减阻措施，减小空气阻力、降低噪音、提高行驶速度、降低运营成本。

利用航空风洞的试验设备和空气动力学的分析技术，研究院对多种列车模型进行风洞测力及车体的压力分布的测量及分析。另外，列车模型的风洞

试验要进行编组试验，即车头和多节车箱的组合试验。要在欲测量的车头或车箱下安装测力天平或开测压孔，其他车箱只用于模拟流场。通过风洞试验，将测得的数据进行分析，从而找到减阻及提高列车稳定性的方法。

列车高速运行时，将带动列车周围的空气随之运动，形成一种特定的非定常流场，俗称“列车风”。这种“列车风”将威胁沿线工作人员和站台旅客的安全，对沿线建筑物也有破坏作用。相邻线路两列火车相向高速运行交会时，产生的空气压力冲击波易震碎车窗玻璃，使旅客耳朵感到不适，甚至影响列车运行的平稳性。

研究院曾与铁道科学院合作，研究过高速列车运行对行人的影响。为测量列车行驶对周围环境的影响，在列车模型的侧边安装一平板，在平板上埋设测压孔，试验时测量压力分布值。试验结果表明，列车刚到达的瞬间，对列车边上的人会有一个较大的外推力，然后转变为吸力。所以在站台候车的旅客，一定不要跨越安全线靠近列车，否则会发生危险。

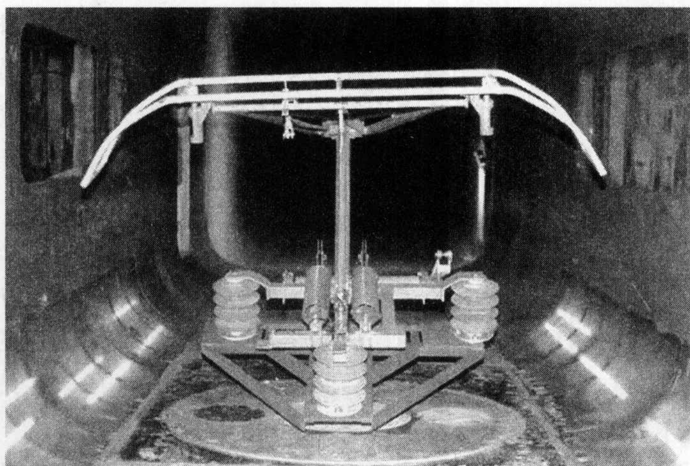
用测力试验方法测量不同着装的模特的模型、不同行驶方向的列车周边的气动力特性。试验表明，在同样方向行驶的带动下，着冬装要比着夏装受到的迎面风力大2倍多，同时都受到一个顺来流方向倾倒的力矩。

高速电气列车的受电弓是列车从电网获得电能的装置，为了使电力可以尽可能不间断地从高架线传输到轨道车辆，受电弓必须尽可能以相同的触点压力在高架线上运行。如果压力过小，则可能导致高架线上触点中断（产生电弧）。如果触点压力过大，则可能会导致超出允许的高架线提升高度，并造成弯头软碳滑条和高架线的过度磨损。在普通路段上高速行驶时，整个高架线都会快速振动，以致受电弓很难获得一个良好的接触。铁道科研人员和运营人员对列车运行时，受电弓与网线之间的压力变化情况十分关注。

列车高速运行时，将会产生较强烈的噪声，受电弓随列车运动时产生的空气啸叫声是噪音源之一。同时受电弓的存在，也增加了列车运行的阻力。近年来日本的科技人员开始研究受电弓结构的改进，以减弱由于受电弓随车辆运动时产生的噪音，如日本300系高速列车采用让受电弓的前面的空气往上吹的技术，使受电弓及其罩具有防风功能，从而降低噪音6分贝左右。

受铁道科研工作者的委托，为了给高速列车减小阻力、降低噪音，研究院进行过多次受电弓风洞试验研究。受电弓风洞试验要用实物进行试验。将

受电弓安装在天平上，用力传感器测量受电弓的拉力，用拾音器测量噪音。试验时测量其阻力特性、噪音特性和受电弓与电网间压力的变化。



机车受电弓模型风洞试验

从排球的飘球谈起

体育运动是一种竞技运动，运动成绩的提高，除了人的力量外，还能从空气动力学中寻找提高成绩的科学办法。因此，我国的空气动力学学者与体育运动员和教练员紧密结合，研究了乒乓球的弧旋球、排球的飘球、“飞鹿牌”标枪、自行车运动的排队技巧等体育运动中的空气动力学问题。

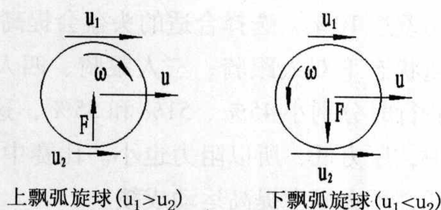
排球的飘球 人们难以忘记，在1986年第十届女排世锦赛上，中美女排进入了决赛的决胜局，女排队员郑美珠连发了2个飘球，连得2分，为中国女排夺取冠军立下了汗马功劳。中国女排姑娘发出的瞬息万变的飘球，使她们一次又一次地战胜了对手，荣获五连冠，大长了中国人的志气，为祖国争得了荣誉。

为了弄清排球的飘球与空气动力学的关系，1984年5月空气动力学专家庄逢甘院士和研究院的科研人员一起来到了女排的训练现场。他们架起了高速摄影机用每秒300幅的高速摄影记录了郎平等8位女排运动员的发球过程。

从高速摄影的记录可以看到，有的运动员发出的球不飘，有的运动员发出的球飘。有的球飘到网前会出现下飘现象，从而导致球触网，造成发球失误；有的飘球飞行轨迹飘跳，形如波浪一样前进，所以对方的球员很难接到飘球。从空气动力学的理论分析，圆圆的排球在空气中飞行，气流流过圆球时会产生不对称的分离涡（这种现象发生在某一临界速度附近），从而产生了上下或左右不对称的上下或左右漂浮的波浪运动，使对方运动员难以接球。飘球发得好坏与发球初始速度、球的抛射角以及发球时的离地高度有关系，运动员只要很好了解和掌握这三个气动参数，就会发出灵活多变的飘球来。研究院科技人员完成的研究成果给女排训练飘球找出了空气动力学的理论基础。

乒乓球的弧旋球 乒乓球比赛时经常可以看到运动员拉起的弧旋球，对方接球一会儿上飘打出乒乓球台，一会儿下飘球钻入网中，弧旋球真是难以对付。那么乒乓球为什么会发飘呢？

乒乓球一边用速度前进，一边用角速度向下旋转。两种速度造成球的上边速度减速变慢，球的下边速度加速变快，根据伯努利原理，速度快的下边压力比速度慢的上边压力小，上、下边的压差把球推向下沉，这就是下旋球的原理。同理，只要把乒乓球发成左右旋转，则乒乓球会向左右发飘。



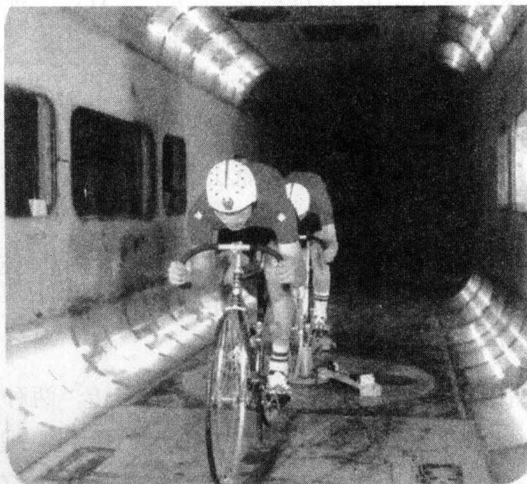
上飘弧旋球$(u_1>u_2)$ 下飘弧旋球$(u_1<u_2)$

弧旋球发飘的原理图

正因为中国乒乓球运动员按照空气动力学的理论指导，经过严格训练，练得了拉弧旋球的一身好功夫，使中国乒乓球队屡战屡胜，连连夺冠。

自行车队的跟骑技巧 自行车运动与空气动力学有密切的关系。为了提高运动成绩，研究院与体育研究部门合作，对不同的比赛用自行车及自行车头盔、单骑、二人跟骑、三人跟骑及四人跟骑等在风洞进行了实物风洞测力试验，测量各种试验状态下的阻力，为比赛用的自行车及头盔、骑行技术提供了有价值的数据。

结果表明，不同的自行车阻力相差较大，影响自行车的阻力的主要因素是车轮和辐条，多根辐条的运动引起的气流分离，增加了自行车的阻力。如果采用板式辐条，阻力系数可减小 20%。



赛车阻力试验

不同的头盔阻力相差达 10%，选择合适的头盔会提高运动成绩。

试验表明，在高速状态下双人跟骑、三人跟骑、四人跟骑的最后一位运动员的阻力要比单人骑行时分别小 45%、51% 和 55%，这是因为跟骑运动员在前面运动员的尾流中，压力低，所以阻力也小。比赛中充分运用跟骑技术，减少运动员的体力消耗，可大幅度提高运动成绩。

我国某省自行车队运用试验结果，指导比赛器材的选用和运动员的训练，成绩有明显的提高。

投掷铁饼和标枪的学问 在投掷扁扁的铁饼、细长的标枪时也有空气动力学的学问，把它们在空气中运行时的空气动力学问题摸清、吃透，就能提高运动员的成绩。

研究院与体育科研工作者合作，对铁饼、标枪两种投掷运动用体育器械，用计算空气动力学与试验空气动力学相结合的方法进行了研究，得到了一些重要的结论，可帮助教练员采用科学的训练方法，提高运动成绩。

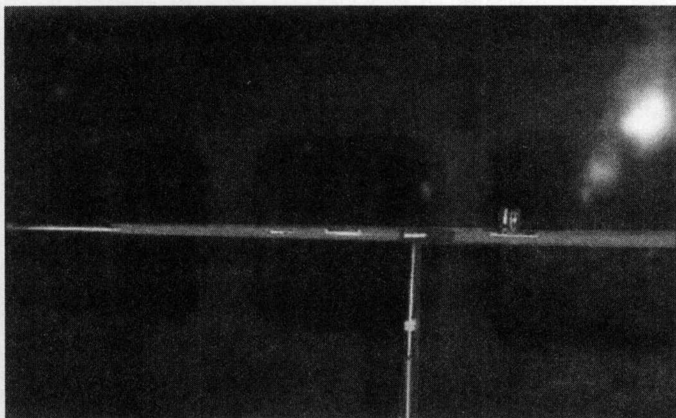
首先在低速风洞中进行铁饼、标枪的测力试验，得到升力、阻力及俯仰

力矩特性曲线，为数值计算提供基本参数。

数值计算时，把铁饼的飞行看为刚体运动，可以分解为质心的平移运动和绕铁饼体轴的旋转运动。用风洞测力试验测得的结果，把标枪的运动分解成质心的平移和标枪质心的转动，加上弹性修正，建立运动方程。在不同的初始条件下，求出其运动轨迹。根据结果得出以下结论。

掷铁饼运动时空气对铁饼既有阻力作用，又有辅助滑翔的作用。铁饼飞行中的旋转稳定铁饼的飞行，初始旋转速度对投掷距离影响极大，只要使铁饼有一个适当的旋转速度，投掷距离就可以比不转时远一二十米。最大迎角不是一个固定量，随投掷角和其他因素的变化而变化。环境风的风向和风速对投掷距离的影响和其他因素密切相关。逆风要比顺风好。顺风时，风速越大，投掷距离越小，逆风时反之。验证了前人提出的无风时的最佳投掷角37°与迎角25°的组合。

掷标枪运动时女枪迎角在15°左右时有最大的升阻比，达2.7，而男枪迎角在20°左右时有最大的升阻比，达2.0。



标枪风洞试验

标枪投掷距离对标枪飞行中的压心特别敏感，压心在质心前，运动不稳，压心紧靠质心后能增大投掷距离。标枪绕其质心的旋转速度对投掷距离有较大的影响。根据上述研究成果，我国自行设计了“飞鹿牌”标枪，为我国男女运动员在国际大赛中屡建奇功，创造了新的纪录。“飞鹿”标枪也以其优良

的性能而走出了国门，远销海外。

人类生活在空气中，人们的日常生产活动、出行、运动等一切方面时常会与空气发生相对的运动，因此工业空气动力学和风工程的研究领域是十分广泛的，本章仅仅讲述了该科学的一小部分研究概况，读者可以用它来打开思路，在日常生活、工作、运动等各方面发现更多的空气动力学的问题，从而去关心它、解决它，为人民生活的提高和祖国的现代化建设做出自己的贡献。

航天空气动力学的若干发展

——庆祝中国航天空气动力事业创建50周年

李　锋　毛国良

一、前言

1956年12月，中国航天空气动力技术研究院的前身——国防部第五研究院空气动力研究室成立了，它标志着中国航天空气动力事业的诞生。从创建至今天，中国航天空气动力技术研究院已走过了50多年的历程。今天，它已成为具备理论计算、地面模拟和飞行试验三大研究手段的空气动力研究机构。随着理论研究的不断深入、计算方法的不断改进以及试验手段的不断完善，研究院取得了丰硕的研究成果，为空气动力学学科发展作出了重要贡献，为我国航天型号以及航空、兵器、舰船乃至诸多民用领域提供了重要的空气动力理论和技术支撑。

航天空气动力学是研究航天飞行器飞行时与空气相对运动产生的力、热和其他物理现象的科学。它的使命是提炼航天飞行器飞行过程中出现的空气动力学问题以及解决这些问题的方法和给出研究的结果。严格地说，航天飞行器应该是指其飞行轨道具有穿越大气层的上升段、在大气层外飞行的轨道飞行段以及再入大气层的再入、返回段的飞行器。航天空气动力学的研究对象就是前述飞行器的空气动力学问题。然而，由于中国航天空气动力技术研究院的研究手段更宽，研究对象更广，它几乎涉及一切飞行器，所以本文提到的航天空气动力学实际上是就广义而言的。

二、创建和早期发展

空气动力研究室建立伊始，国防部五院钱学森院长要求时任空气动力研究室主任的庄逢甘在三年内完成四项任务：提供设计各种型号所需要的空气动力资料；编撰高速空气动力学手册；着手建立现代化的空气动力学试验室；适当开展具有关键性及有发展前途的空气动力学研究工作。由此可见，从创建开始，空气动力研究室就十分重视理论研究和试验研究手段的完善，十分重视为型号发展服务。

按照钱学森的指示，庄逢甘负责起草了我国第一个航天空气动力试验基地的设备建设规划。随后，先后建成了低速、亚跨声速、三声速和小型高超声速风洞，研制了各类天平和纹影仪，建立测力、测压和纹影显示等基本测试手段。用钱学森的话来说，就是在基础条件不好的情况下，我们只用了美国一半的时间，建成了空气动力试验基地，初步掌握了跨、超声速生产型风洞的型号试验工作。这批风洞为我国早期航天型号研制提供了空气动力试验数据。

在与风洞设备建设以及建成后进行相关试验研究的同时，开展了针对型号的气动计算和分析工作，同时对某些仿制型号进行气动反设计。针对当时的型号研制任务，开展了鸭式布局的气动分布，综合并消化、发展了尼尔逊、列别捷夫等理论及研究方法；编制了有翼飞行器气动计算手册；编制了第一个战术导弹气动研究大纲。在为型号提供气动分析数据、为型号的成功飞行提供了技术支撑的同时，也推动了空气动力研究的发展。

随着型号研究的发展，理论分析和计算研究工作也进入了迅速发展的时期。具有代表性的研究成果，大体上有以下三个方面：高超声速空气动力学近似理论的发展和相应的工程计算方法应用于型号气动性能预测；空气动力学数值计算方法得到了发展；烧蚀防热理论研究及其相关计算方法为再入飞行器的成功飞行奠定了基础。

熵层理论是研究院高超声速空气动力学理论研究的早期代表，它应用国外的修正牛顿理论、激波/膨胀波理论、爆炸波理论以及切锥、切楔和等效体

方法等发展了一系列的工程计算方法，它们是早期预测型号气动特性的有效工具；数值计算方法从积分关系法开始，先后开展了半特征线法，费里反解法，线性特征线法以及时间相关法等研究，为以后的高精度数值模拟研究奠定了基础；庄逢甘先生主持的“战略弹头烧蚀防热研究”课题及相继提出的“关于烧蚀理论计算方法的探讨和有关问题”以及“有烧蚀反应和质量引射的附面层若干理论问题”是我国再入飞行器采用烧蚀防热方案的重要理论基础。

从上世纪50年代末到60年代初，建设了相应的地面模拟设备，发展了相关的试验技术，直到70年代初期开展的大量理论分析和计算研究，为我国早期的战术导弹以及战略导弹弹头和返回式卫星研制成功提供了重要的空气动力和气动热防护的理论和技术支撑。

三、战略弹头气动攻关中的贡献

从上世纪70年代中期开始，根据我国型号研制发展的需要，研究院开展了战略弹头气动力学、气动热力学和气动物理现象的研究，主要是围绕防热的可靠性和飞行的稳定性进行攻关。历经15年的研究，攻克了众多关键技术问题，同时，由于型号的牵引，也提高了我院高超声速空气动力学、气动热力学和气动物理研究的理论水平、试验水平和计算水平。

在战略弹头气动力学、气动热力学和气动物理现象的联合技术攻关中，研究院主要在以下几方面进行了大量的研究工作：烧蚀机理和烧蚀外形研究；热环境和烧蚀防热研究；烧蚀对气动特性影响的研究；抗粒子侵蚀及烧蚀/侵蚀耦合研究；突防再入物理现象和再入通讯中断研究；回收气动问题研究；机动弹头气动特性研究；转捩研究和双波干扰研究等。

大量的研究工作取得了重要成果，主要表现在：1. 为成功突破“热障”提供了极为重要的技术基础。在热环境与烧蚀防热、烧蚀机理与烧蚀外形的理论和试验研究方面，先后进行了粗糙壁热增量机理及测热、低温烧蚀材料的烧蚀图像、端头防热材料选择和天线窗防热综合考核、边界层转捩及其判据、烧蚀耦合计算、烧蚀外形的综合分析和试验等方面的研究，为搞清楚材料的烧蚀性能、防热材料的选定以及确定设计安全裕度，起了非常重要的作

用。2. 为气动外形设计和再入稳定性问题的解决提供了依据。进行了烧蚀外形和烧蚀过程中质量引射规律对静态气动特性影响、运动学/烧蚀气动力的相互作用和耦合效应、再入滚转共振、气动特性工程计算方法、无黏流数值模拟的发展和多种头锥外形的气动稳定性等研究和大量风洞试验，这些研究结果促进了设计人员对弹头气动外形设计以及对再入过程中形成的典型烧蚀外形及其对稳定性影响的理解和认识。3. 抗粒子侵蚀研究、粒子/激波层相互作用和侵蚀机理、烧蚀/侵蚀耦合计算、抗粒子侵蚀评估方法、电弧加热器粒子云侵蚀试验、高超声速风洞粒子侵蚀试验等研究工作，对粒子侵蚀机理及其在激波层中的运动规律提高了认识。4. 再入通讯中断和再入物理现象研究为缩短“黑障”时间、为弹头减尾罩打下了良好的基础。长期进行了等离子鞘套的理论、计算和试验研究，进行了有烧蚀产物的电离边界层计算，电弧加热器等离子鞘套试验模拟研究，亲电子材料对电子密度影响的理论计算和模拟试验。

这一时期型号对气动和防热问题研究的强烈需求，极大地推动了空气动力学和气动热力学的发展，使之在理论、计算和试验方面都有明显的进步。在试验能力和试验技术方面的进步主要体现在以下三个方面：1. 试验设备能力的扩大。建成了包括中压中焓、高压低焓在内的系列电弧加热器，建成了R_1燃气流设备和R_2固体粒子云侵蚀试验设备。2. 发展了高温气体动力学试验技术，包括湍流平板、弓形导管、包罩、轨道模拟、粒子播发和粒子侵蚀，再入通讯中断模拟等试验技术和燃气流试验技术。3. 发展了高超声速风洞试验技术，包括低温烧蚀材料风洞试验，粗糙壁热交换试验，高超声速边界层转捩试验，粒子云影响试验，回收气动的风洞自由飞和半自由飞试验都达到了很高水平。在数值模拟和工程计算方面的发展主要包括：在数据模拟方面，发展了紧致格式的三维黏性绕流数值模拟方法，无黏数值模拟达到型号气动性能预测的实用程度，率先提出并应用加权余数有限元方法于应力场和温度场统一计算。以近似理论为基础的工程估算在当时是气动性能预测的主要手段。因此，在这方面的研究工作十分活跃并取得了明显成效。主要表现在：熵层理论的应用、二次等效概念的提出大大扩展了气动性能计算的范围；基于质量等价球概念提出等价因子的粒子/激波作用计算方法，描述了粒子在激波中的行径；以球形粒子为基本假设的弹头抗粒子侵蚀评估方法，为抗粒子

侵蚀评估和建立地面模拟试验体系起了重要作用；基于弹头再入环境和烧蚀模型的运动学/气动力学/烧蚀耦合计算方法，为弹头再入过程的描述起了重要作用。

四、载人航天工程中的空气动力技术研究

20 世纪 80 年代中期，我国推出了“863”计划，“863”计划中设置了“航天领域”专题，它促进了我国载人航天计划的诞生。

1992 年，载人航天工程由国家批准立项前后，研究院对飞船的气动问题进行了大量的研究工作，大体包括：研制飞船气动力、热环境及热防护计算软件，提出飞船气动问题及其解决途径，提出风洞试验大纲和关键研究课题的报告，以研究院空气动力学研究工作者为主编写了《航天空气动力学》专著。庄逢甘院士在汇集飞船和运载火箭总体设计部和各空气动力研究单位的初步研究成果和问题的基础上，于 1993 年 10 月明确提出载人飞船的十大关键气动技术：1. 逃逸飞行器气动性能，特别是稳定性裕度；2. 喷流模拟及喷流影响分析；3. 低空和高空分离问题；4. 飞船亚跨超声速气动性能确定；5. 动态气动力，特别是多个配平角问题；6. 突起物影响，尤其是亚跨声速情况；7. 反作用控制系统气动问题；8. 热结构问题；9. 局部热环境问题；10. 拐角半径影响问题。

根据飞船总体设计部的需求和庄逢甘提出的十大关键气动技术为导向，研究院全面开展了载人飞船返回舱、逃逸救生系统和捆绑式运载火箭空气动力和热环境、热防护的技术攻关。其间主要进行了八个方面的研究工作：返回舱外形选型及相应的气动特性风洞试验；返回舱空气动力特性数值模拟和工程估算；返回舱及局部构件热环境、热防护和热结构的试验和计算研究；返回舱动态气动特性；逃逸飞行器的气动性能试验和计算分析；反作用控制喷流及对气动特性的影响；伞舱盖弹射分离特性试验及分析；飞行试验数据辨识和分析。

历时十余年，经过对载人航天器空气动力特性和气动热力学特性的研究，为飞船的研制提供了重要的技术支撑，同时也对空气动力学的研究和发展起

到了巨大的促进作用。

为飞船研制提供的技术支撑主要体现在：1. 为返回舱和逃逸飞行器外形选形提供了重要参数依据。2. 为返回舱和逃逸飞行器提供了气动性能预测和评估方法。3. 返回舱和逃逸飞行器的动稳定特性及配平性能研究，为其飞行品质、弹道和控制设计提供了界面参数。4. 整船和局部构件的热环境、热防护和热结构试验和计算研究，为防热设计提供了重要的参考依据。5. 为烧蚀材料的筛选和评估，不同部位烧蚀防热策略提供了重要依据。6. 喷流干扰研究为姿控设计提供了参考。

型号发展的需求，极大地推动了空气动力学的发展和技术进步，它主要体现在：1. 推动了试验设备的建设和试验技术的发展。这一时期最终建成了φ500 高超声速风洞，并发挥了十分重要的作用。在试验技术方面，除了常规测力、测压和测热更加追求精细化和精确性以外，更发展了一些满足特殊需求的试验技术，例如栅格翼的试验技术，短钝外形动稳定性试验技术，喷流干扰试验技术，伞舱盖分离特性试验技术，局部构件热匹配试验技术等都得到了长足的进步，并且在试验的理论基础和综合分析能力方面也得到了很大的提高。2. 推动了数值模拟技术的发展。在算法和格式的选择和改进、网格生成，特别是分区网格和嵌套网格的发展、后处理和计算结果可视化研究，由计算程序向软件化、平台化和专家系统的发展都取得了明显的进步。数值模拟精度的提高以及加强了试验验证，使得数值模拟手段解决型号气动问题的能力大大提高。

五、近期拓展

进入 21 世纪，研究院空气动力学的发展跨进了一个新的时期。未来武器型号高速度、长航程、大机动、强突防和高精度的要求，载人航天工程将要进入后“神舟”时代，都将对空气动力学研究提出新的挑战，同时也提供了更好的发展机遇。

这一时期研究院航天空气动力学的发展具有以下几个明显的特点：首先，加强了航天空气动力学研究和发展的顶层设计。建立了科技发展体系，制定

了科技发展规划，确定了科技发展的六个重点领域，即高超声速技术领域，气动热领域，动态气动特性领域，GFD及气动布局领域，气动光学和突防领域以及特种飞行器领域。对各领域的发展方向和定位方面，以及若干国家重大基础研究项目都做出了明确的顶层设计。其次，拓展了研究范围。从比较单一的型号气动性能预测，向气动外形优化设计和评估以及总体设计的拓展，具有标志性的意义。研究院直接主持或与航天型号总体部共同主持若干型号的气动设计，是这一转折成效的直接体现。超声速燃烧机理、非烧蚀防热机制、低Re数空气动力学、水气界面和特殊空域以空气动力学为主要关键技术的飞行器等方面的研究体现了我院研究工作的重大拓展，也标志着服务对象的扩大。第三，推动了概念创新。疏导式热防护概念的提出，为非烧蚀防热方案提供了一条可能的途径；地效飞行器概念的拓展，使发展超低空飞行且具有重大杀伤力的武器成为可能；高高空太阳能无人飞行平台的研制，可作为近空间飞行器系统的一员。第四，增加了研究手段，增强了研究能力。CFD和气动优化布局的大型平台化，使数值模拟的实用性和有效工程算法为型号气动预测和设计的能力大大提高，0.6米级风洞体系的完善和1.2米级风洞体系的建设，以及相关测量和试验技术的发展，将极大地增强地面模拟能力，自主进行飞行器研制及有关飞行试验的成功，提供了空气动力学的飞行试验手段，从而使研究院利用全部三大手段进行空气动力学的研究成为可能。

经过几年的努力，在顶层设计中确定的六大重点研究领域均取得了长足的进步。

1. 在高超声速技术领域大量开展了新一代航天飞行器的气动性能预测、气动外形设计和风洞试验研究，其显著特点一是数值模拟已进入型号气动性能预测的实用阶段并成为重要手段，二是具备了气动外形优化设计手段并直接参予了设计部门的气动设计工作，这是一个重要的标志性的转折。开展了超声速燃烧机理研究，发展了试验技术；进行了横向喷流理论、计算和试验的系统研究工作以及进行了可压缩湍流的形成机理、作用及其控制的原理和方法研究等。

2. 在气动热领域发展了气动热预测和地面模拟试验技术；热防护理论取得了突破性的进展，从材料细观烧蚀热防护理论的完善到提出了疏导式热防护和热管理的概念，并形成了重大研究课题和启动了研究工作。

3. 在动态气动特性领域建立了亚、跨、超及高超声速大攻角动稳定性试验手段，开展了非线性、多自由度、非对称转捩、旋转弹和旋转尾翼的动稳定性试验研究；建立了多体干扰与分离动网格技术非定常和准定常 CFD 软件，发展了拉格朗日坐标下非定常流动 CFD 软件和低 Re 数非定常流动 CFD 软件。

4. 在 CFD 和气动布局领域方面取得了突出的进展，重点对细长体大攻角流场与气动特性，进行了系统的数值模拟研究，开展了气动外形设计和气动布局优化研究。

5. 在气动光学领域，一方面以机理研究为主，通过典型湍流流动揭示气动光学效应现象及其形成机理；另一方面以工程应用为对象，对成像系统的气动光学效应进行模拟预示。通过研究，取得了显著进展。

6. 在特种飞行器领域方面，针对水气界面飞行的地效飞行器和微小型等飞行器，开展了大量研究工作，前者利用地面效应原理，后者以低 Re 数流动为主要特点。研发这类飞行器既拓展了空气动力学的研究范围，又是空气动力技术与总体设计的最好结合。

六、结束语

中国航天空气动力学的发展从创建至今已走过了 50 多年的历程，作为中国航天空气动力学的发源地和主要研究单位之一，中国航天空气动力技术研究院在我国航天飞行器及各类战略、战术武器研制中一直起着重要的先导性作用，为型号研制和国防建设作出了不可磨灭的贡献。与此同时，型号研制的需求也大大促进了空气动力技术的发展。

时代的步伐已进入 21 世纪，我国航天未来发展已经描绘了新的蓝图。面对空间探索的需要，面对陆、海、空、天、电多位一体的国防建设的需要，已经并必将对空气动力学研究提出更严峻的挑战，当然也会提供更多的机遇——航天空气动力学发展未有穷期。

后 记

我国航天空气动力技术发展走过了50多年的历程，为我国航天飞行器和武器的发展起到了重要的作用，作出了不可磨灭的贡献。然而，发展正未有穷期，面对未来激烈的太空竞争，同时，也为了我国海、陆、空、天更加安全，我国航天事业将迎来一个蓬勃发展的新时期。空气动力学这一古老而又现代的科学技术仍将面临着巨大的挑战，也将必然会更加焕发青春。

我国载人飞船太空飞行要实现航天员出舱活动，探测月球的嫦娥工程正在紧锣密鼓地进行；以火箭发动机为动力和以超声速燃烧的吸气式发动机为动力的高超声速飞行器的发展也如火如荼；20千米～100千米的近空间是一片正待人们开发的处女地；海、陆、空、天一体化的立体空间需要我们有雄厚的实力去保卫；我们要为人类赖以生存的地球还一片蓝天白云，其中可再生能源的开发和利用，人居环境的改善……这一切都将对空气动力学提出更为严峻的挑战和苛刻的要求。

空气动力学家们正在孜孜不倦地努力，因为有如庞加勒猜想和哥德巴赫猜想的空气动力学难题——湍流问题正待人们去攻克；攻克空气动力学难题，是实现两三个小时内全球到达的飞行器的头等重要之大事；像在大风中划火柴一样的超声速燃烧对空气动力学提出了挑战；即使是民航飞机，哪怕减小百分之一的阻力也意味着能源的巨大节约，而这也是需要由空气动力学给出答案……

空气动力学，任重道远；空气动力学，发展未有穷期。

本书是集体劳动的成果。为本书撰稿、统编和提供文字素材的有：崔尔杰、姜贵庆、李素循、韩光维、张嘉祥、李廷林、武家騊、田文炳、许能喜、李潜、陈则霖、贾区跃、马汉东、贾永清、郭东明、孙静、石文、

沈宏鑫、张晶莹、朱孝业、毛国良等，口头提供素材的有傅光明等。提供图片资料的有张卫民、欧忠明、张新哲、田兵等。航天科技集团公司原政工部部长王春河不仅为文稿进行修改，而且参与了部分章节的编写工作。对以上所有同志付出的辛勤努力以及其他在编写过程中给予各种帮助和支持的同志表示衷心的感谢。此外，亦将李锋、毛国良为庆祝中国航天空气动力事业创建50周年撰写的《航天空气动力学的若干发展》一文作为附录纳入本书。

由于编者水平有限，且收集材料不够全面，文中难免有不当之处或反映不够准确之处，谨表歉意。

——编者

［Ｇｅｎｅｒａｌ Ｉｎｆｏｒｍａｔｉｏｎ］
书名＝别有洞天：揭秘航天空气动力基地
作者＝毛国良，朱孝业主编
页数＝１９２
ＳＳ号＝１１９５１７０３
出版日期＝２００７．１１

前言

目录